



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH

Escola Superior d'Enginyeries Industrial,
Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa

Diseño, construcción y realización de ensayos en vuelo de un aeromodelo DLG (Discus Launch Glider)

TRABAJO FINAL DE GRADO

Grado en Ingeniería en Vehículos Aeroespaciales

MEMORIA

Guillermo Miguel Linares Pérez

Director: Oriol Lordan Gonzalez

10 de Junio del 2019

Universitat Politècnica de Catalunya

Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa

TABLA DE CONTENIDOS

Lista de Figuras.....	4
Lista de Tablas	8
1. Introducción.....	9
1.1 Abstract	9
1.2 Declaración de honor.....	10
1.3 Objetivo del trabajo	11
1.4 Alcance del trabajo.....	12
1.4.1 Diseño	12
1.4.2 Fabricación	13
1.4.3 Ensayos en Vuelo	13
1.5 Requerimientos del trabajo.....	14
1.6 Utilidad del trabajo	15
2. Desarrollo.....	16
2.1 Estado del arte.....	16
2.2 Diseño.....	17
2.2.1 Aspectos aerodinámicos	17
2.2.2 Prototipado.....	51
2.3 Construcción.....	63
2.3.1 Corte láser	63
2.3.2 Alas.....	64
2.3.3 Empenajes de cola	72
2.3.4 Peg y preparativos para el entelado.....	74
2.3.5 Entelado.....	76
2.3.6 Operaciones Finales.....	77
2.3.7 Ensamblaje y ajuste finales.....	88
3. Ensayos en vuelo	90
3.1 Campo de vuelo	90
3.2 Modelo comercial adquirido	90
3.3 Técnica de lanzamiento.....	90
3.4 Térmicas	92
3.5 Primeros vuelos del prototipo	95
4. Resultados.....	97
4.1 Resumen económico	97
4.2 Implicaciones ambientales	99

4.3	Conclusiones y trabajo futuro	100
4	Anexos.....	101
4.4	Fotografías del prototipo	101
5	Bibliografía.....	103

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Detalle del lanzamiento (izquierda) y la recepción del modelo <i>Snipe 2</i> (derecha)	16
Figura 2: Variación del Re a lo largo de la envergadura en la etapa de lanzamiento ($\alpha=-1.5^\circ$; $v=32.66$ m/s)	18
Figura 3: Variación del Re a lo largo de la envergadura en régimen de máx. Eficiencia, E ($\alpha=3.4^\circ$; $v=6.81$ m/s)	19
Figura 4: Curva de sustentación en para los Re_c de máx. E y lanzamiento	20
Figura 5: Polar para los Re_c de máx. E y lanzamiento	20
Figura 6: Eficiencia aerodinámica para los Re_c de máx. E y lanzamiento	20
Figura 7: Esquema de la formación de una LSB	21
Figura 8: Equilibrio de fuerzas en el planeador	24
Figura 9: Variación de la eficiencia del ala con la adición de lastre	27
Figura 10: Variación de la velocidad de descenso del ala con la adición de lastre	28
Figura 11: Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica inducida (C_{di}), ($\alpha=3.2^\circ$; $v=6.93$ m/s)	29
Figura 12: Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica correspondiente al <i>profile drag</i> (C_{dp}), ($\alpha=3.2^\circ$; $v=6.93$ m/s)	30
Figura 13: Detalle de la típica configuración de las superficies de control alares en el modelo Maxa Pro 4e de Vladimir Models	31
Figura 14: Detalle de los flaperones en el modelo Snipe SN de Vladimir Models	31
Figura 15: Detalle de la construcción de los flaperones del modelo Snipe 2 de Vladimir Models	32
Figura 16: Ejemplos de configuraciones típicas de <i>polyhedral</i> (arriba) en el Plus X de $b=4$ m y diedro positivo (abajo) en el Blaster 3.5 de $b=1.5$ m ambos de Vladimir Models	34
Figura 17: Detalle de la configuración alar inicial (arriba) y final (abajo)	37
Figura 18: Comparativa de la velocidad de descenso (v_z) entre las citadas configuraciones alares	37
Figura 19: Variación del coeficiente de sustentación en régimen de $E_{MÁX}=22.287$ ($\alpha=3.4^\circ$; $v=6.81$ m/s)	40
Figura 20: Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica inducida (C_{di}), en régimen de $E_{MÁX}=22.287$ ($\alpha=3.4^\circ$; $v=6.81$ m/s)	40
Figura 21: Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica correspondiente al <i>profile drag</i> (C_{dp}), en régimen de $E_{MÁX}=22.287$ ($\alpha=3.4^\circ$; $v=6.81$ m/s)	41
Figura 22: Variación de v_z con la deflexión de flaperones	41
Figura 23: Eficiencia aerodinámica del ala (C_L/C_D)	42
Figura 24: Modelado del <i>SuperGee II</i> (izquierda) y del <i>Blaster 3.5</i> (derecha)	43
Figura 25: Curva C_m - α para el modelo <i>Blaster 3.5</i>	44
Figura 26: Curva C_m - α para el modelo <i>SuperGee II</i>	44
Figura 27: Detalle de la cola horizontal del <i>Flitz 2</i>	45
Figura 28: Forma en planta del empenaje horizontal	45
Figura 29: Curva C_m - α para el prototipo desarrollado	46
Figura 30: Detalle de la cola horizontal del <i>Flitz 2</i>	49
Figura 31: Forma en planta del empenaje vertical del prototipo	49
Figura 32: Detalle de la estructura alar del modelo <i>Snipe</i> de Vladimir Models	51

Figura 33: Detalle del acabado espejo del molde de las alas (izquierda) y detalle del mismo una vez ensamblado (derecha) del fabricante español <i>Technoepoxy</i> para el modelo <i>Vice</i> ..	52
Figura 34: Detalle de los núcleos de <i>Rohacell</i> una vez mecanizados(izquierda) y detalle de los moldes de los empenajes (derecha) del fabricante español <i>Technoepoxy</i> para el modelo <i>Vice</i>	52
Figura 35: Detalle del modelo <i>Evolution Wood</i> construido mediante técnicas tradicionales	53
Figura 36: Detalle del <i>pod</i> y de la cabina (izquierda) y del <i>boom</i> (derecha)	54
Figura 37: Detalle de las costilla 1	55
Figura 38: Detalle de la costilla 3	55
Figura 39: Detalle de los listones LE1, LE2, LE3 y LE4 antes (izquierda) y después (derecha) de ser lijados.....	56
Figura 40: Detalle del listón RS _{ref}	56
Figura 41: Detalle del larguero posterior (RS) antes (izquierda) y después (derecha) de ser lijados.....	56
Figura 42: Detalle del conjunto: costillas, shear webs y larguero posterior RS.....	57
Figura 43:Detalle de la piel del intradós y de su gravado	58
Figura 44: Forma en planta del flaperon.....	59
Figura 45: Detalle del conjunto: flaperon (centro), flaperon _{LE} (izquierda) y flaperon _{TE} (derecha)	59
Figura 46: Vista lateral del flaperon una vez lijado (línea de puntos) y del flaperon referencia (sólido gris)	59
Figura 47: Detalle de la base para la construcción de las alas	60
Figura 48: Detalle del <i>peg</i> diseñado	60
Figura 49: Bayoneta de unión de las semialas.....	60
Figura 50: <i>Control horn</i> de los flaperones.....	61
Figura 51: Detalle del timón de profundidad (arriba) y del estabilizador horizontal (abajo)	61
Figura 52: Detalle del timón de dirección (arriba) y del estabilizador vertical (abajo)	62
Figura 53: Control horn del timón de dirección.....	62
Figura 54: Detalle de la bancada de los servos	62
Figura 55: Detalle de la máquina de corte láser utilizada.....	63
Figura 56: Detalle del corte de las costillas (izquierda) y del gravado de la piel inferior (derecha)	63
Figura 57: Vista general (izquierda) y detalle (derecha) de la bancada para el montaje de las alas	64
Figura 58: Adhesión de la piel del intradós (izquierda) y pegado de las costillas de la raíz y larguero posterior (derecha)	64
Figura 59: Presentación de las costillas (izquierda) y detalle de las costillas y los shear webs una vez pegados (derecha).	65
Figura 60: Vista general de las costillas, los shear webs y el larguero posterior una vez pegados	65
Figura 61: Detalle de los listones LE ₁ , LE ₂ , LE ₃ que conforman el borde de ataque una vez pegados	66
Figura 62: Detalle del núcleo de balsa una vez conformado (izquierda) y detalle de su encaje (derecha).....	66

Figura 63: Detalle de la capa inferior (izquierda) y superior (derecha) de <i>Carboline SC59/3</i>	66
Figura 64: Detalle de los listones de borde ataque LE ₁ , LE ₂ , LE ₃ una vez lijados	67
Figura 65: Detalle del lijado del larguero posterior	67
Figura 66: Detalle del refuerzo en ranura de la bayoneta	68
Figura 67: Detalle del montaje utilizado para el corte (izquierda), y detalle de la herramienta de corte y elementos de seguridad (derecha)	68
Figura 68: Eliminación del excedente de material mediante una lima	69
Figura 69: Resultado final de la fabricación de la bayoneta	69
Figura 70: Mezclado del adhesivo con una proporción 1:1 de resina y endurecedor (izquierda) y colocación de libros y pinzas para asegurar el correcto asentamiento de la piel superior (derecha)	69
Figura 71: Presentación del cuarto listón del borde ataque en el ala (izquierda) y vista lateral del borde de ataque una vez redondeado (derecha)	70
Figura 72: Montaje usado para el lijado de la raíz alar	70
Figura 73: Lijado longitudinal del flaperon (izquierda), vista lateral del flaperon una vez terminado (derecha)	71
Figura 74: Presentación de las varillas de carbono en el borde de ataque y salida del empenaje horizontal	72
Figura 75: Detalle del lijado del borde de ataque del estabilizador horizontal	72
Figura 76: Detalle del bisel del timón de profundidad (izquierda) y dirección (derecha)	73
Figura 77: Vista en planta (arriba) y vista frontal (abajo) del empenaje horizontal	73
Figura 78: Vista en planta (arriba) y vista frontal (abajo) del empenaje vertical	74
Figura 79: Detalle del montaje del corte del peg	74
Figura 80: Marca de la cavidad a perforar (izquierda), detalle del peg una vez pegado (derecha)	75
Figura 81: Alas y empenajes listos para el entelado	75
Figura 82: Detalle del proceso de entelado	76
Figura 83: Detalle de las alas y los empenajes una vez entelados	76
Figura 84: Detalle de la unión de las dos semialas	77
Figura 85: Detalle del roscado del fuselaje (izquierda), detalle de las alas una vez fijadas (derecha)	78
Figura 86: Detalle del abisagramiento del timón de profundidad	78
Figura 87: Detalle de la configuración en U del muelle de torsión (izquierda) y su colocación (derecha)	79
Figura 88: Preparativos previos al corte (izquierda), control horns una vez terminados (derecha)	80
Figura 89: Detalle del pegado del control horn del flaperon izquierdo	81
Figura 90: Detalle de la realización corte transversal (izquierda) y resultado final de la ranura para el estabilizador vertical (derecha)	81
Figura 91: Detalle del soporte del estabilizador horizontal	82
Figura 92: Detalle de la ranura para el guiado del cable del timón de profundidad (izquierda) y del timón de dirección (derecha)	82
Figura 93: Detalle de los servos y de su bancada	83
Figura 94: Detalle del cable y las presillas usadas (izquierda) y detalle del montaje del mismo en el timón de dirección (derecha)	84
Figura 95: Detalle del recorte y redondeo de los brazos de los servos	84

Figura 96: Detalle de la sujecion de los cables a los brazos de los servos (izquierda) y detalle de la ranura y del sistema de fijacion de los cables a los control horns de flaperones (derecha)	85
Figura 97: Detalle de la colocación de la electrónica en la parte delantera del <i>pod</i>	85
Figura 98: Detalle del altímetro	86
Figura 99: Detalle de la batería utilizada	86
Figura 100: Detalle de la emisora <i>Spektrum DX8</i> (izquierda) y del receptor <i>Spektrum AR6260</i> (derecha) utilizados	87
Figura 101: Interruptor magnético usado.....	88
Figura 102: Vistas del ensamblaje final del prototipo.....	88
Figura 103: Detalle del lastre introducido	89
Figura 104: Montaje realizado para la medición del cg.....	89
Figura 105: Vista superior (izquierda) e inferior (derecha) del <i>Blaster 3.5</i>	90
Figura 106: Secuencia de lanzamiento, modelo usado: <i>Blaster 3.5</i>	91
Figura 107: Ejemplo de la evolución de la altura de uno de los vuelos realizados con el <i>Blaster 3.5</i>	92
Figura 108: Esquema del modelo de térmica basado en una burbuja (izquierda) y en una columna (derecha)	93
Figura 109: Gráfico correspondiente al vuelo de mayor altitud alcanzada con el <i>Blaster 3.5</i>	94
Figura 110: Gráfico correspondiente al vuelo de mayor autonomía alcanzada con el <i>Blaster 3.5</i>	94
Figura 111: Selección de fotografías de los primeros vuelos	95
Figura 112: Gráfico correspondiente a uno de los primeros vuelos del prototipo	96
Figura 113: Vista frontal del <i>Blaster 3.5</i> (izquierda) y del prototipo desarrollado (derecha)	101
Figura 114: Detalle del lanzamiento del prototipo	101
Figura 115: Vista trasera del prototipo en el aire	102
Figura 116: Detalle de la aproximación del aterrizaje del prototipo	102

LISTA DE TABLAS

TABLA 1: Características perfil Synergy 20120105-60.....	19
TABLA 2: Características de las dos familias de perfiles desarrolladas por Mark Drela para sus prototipos DLG.....	22
TABLA 3: $Rec \cdot CL$ correspondiente a la familia de perfiles desarrolladas por Mark Drela	23
TABLA 4: Deflexiones de flaperon para los distintos regímenes de vuelo	32
TABLA 5: Variación de la cuerda alar y offset a lo largo de la envergadura de la configuración lar final.....	38
TABLA 6: Características geométricas del ala.....	38
TABLA 7: Distribución de perfiles aerodinámicos a lo largo de la envergadura.....	39
TABLA 8: Distribución de paneles a lo largo del ala.....	39
TABLA 9: Velocidad de descenso mínima ($v_{zmín}$) para distintas deflexiones de flaperon	42
TABLA 10: Volumen de cola (V_h) de modelos semejantes	43
TABLA 11: Características geométricas del empenaje horizontal	45
TABLA 12: Distribución de cuerda del empenaje horizontal	46
TABLA 13: Volumen de cola (V_v) de modelos semejantes.....	47
TABLA 14: Datos relativos al modelo SuperGee II.....	48
TABLA 15: Detalles másicos del prototipo una vez construido.....	48
TABLA 16: Masa, CG y I_{zz} del prototipo construido	49
TABLA 17: Características geométricas del empenaje vertical	50
TABLA 18: Distribución de cuerda del empenaje vertical.....	50
TABLA 19: Separación entre costillas	55
TABLA 20: Masa de los distintos componentes antes y después del entelado	77
TABLA 21: Características de los servos <i>KST X08 V5</i>	83
TABLA 22: Deflexiones de las superficies de control.....	89
TABLA 23: Características del modelo comercial adquirido, Blaster 3.5.....	90
TABLA 24: Desglose económico del primer grupo	97
TABLA 25: Desglose económico del segundo grupo	97
TABLA 26: Desglose económico del tercer grupo	98
TABLA 27: Coste total.....	98

1. INTRODUCCIÓN

1.1 ABSTRACT

Este trabajo tiene por objeto el diseño, la construcción y la realización de ensayos en vuelo de un aeromodelo DLG (Discus Launch Glider). A tal efecto, se han expuesto el nacimiento y la regulación de esta disciplina del aeromodelismo conocida por las siglas F3K. A partir de los requerimientos técnicos, se enumeran las soluciones constructivas posibles y se justifica la opción finalmente adoptada. A continuación se describe en detalle el proceso constructivo de nuestro prototipo. El TFG concluye con descripción y valoración de las primeras pruebas de vuelo.

The purpose of this work is the design, construction and flight testing of a DLG model airplane (Discus Launch Glider). For this purpose, the birth and regulation of this discipline of aeromodelling known by the acronym F3K have been exposed. Departing from the technical requirements, the possible constructive solutions are enumerated and the option finally adopted is justified. The construction process of our prototype is then described in detail. This Final Degree Thesis concludes with the description and assessment of the first flight tests.

1.3 OBJETIVO DEL TRABAJO

El objetivo de este proyecto se centra en el diseño, la fabricación y la realización de ensayos en vuelo de un aeromodelo DLG (Discus Launch Glider) dirigido por control remoto. Para ello se realizará un análisis de los modelos actuales, prestando especial atención a los aspectos constructivos y aerodinámicos.

1.4 ALCANCE DEL TRABAJO

Las tareas previstas a realizar con tal de alcanzar dicho objetivo se pueden distribuir en las tres principales etapas que componen este proyecto:

1.4.1 DISEÑO

Por lo que al diseño se refiere, estas se pueden clasificar a su vez en análisis aerodinámico y prototipado.

1.4.1.1 ANÁLISIS AERODINÁMICO

A continuación se presentan las principales tareas de carácter aerodinámico. Es de destacar que en ellas predomina el uso de análisis mediante flujo potencial, ya que este permite analizar de forma rápida distintas configuraciones.

ALAS

- Análisis de la aerodinámica a bajos números de Reynolds
- Elección de los perfiles aerodinámicos (familia de perfiles)
- Forma en planta
- Inclusión de diedro geométrico

ESTABILIZADORES

- Primer dimensionado de los estabilizadores horizontal y vertical y de las distancia entre el centro aerodinámico del ala y el de los empenajes (L_h, L_v) mediante el volumen de cola horizontal (V_h) y vertical (V_v)
- Estudio de la estabilidad estática longitudinal
- Estudio de la estabilidad lateral-direccional

Para la realización de dicho análisis se utilizarán, entre otras herramientas, el programa XFLR5, un software de código abierto orientado a aviones que operan a bajos números de Reynolds (aeromodelos). Dicha herramienta permite el estudio de flujo bidimensional sobre perfiles aerodinámicos mediante la inclusión de XFOIL y el análisis de flujo tridimensional sobre elementos como alas, estabilizadores o conjuntos mediante rutinas basadas en la teoría de flujo potencial de Vortex Lattice Method (VLM).

1.4.1.2 ASPECTOS CONSTRUCTIVOS

A continuación se detallaran las tareas asociadas a los principales componentes del modelo que son las alas, el fuselaje y los empenajes.

ALAS

- Diseño de las costillas
- Diseño de la piel estructural
- Diseño de los largueros
- Diseño de los refuerzos de unión de las dos semialas
- Diseño de los mecanismos de transmisión de los flaperones

FUSELAJE

El fuselaje se compone de una cápsula (en inglés, *pod*) en su parte anterior y de una botavara (en inglés, *boom*) en su parte posterior. En esta cápsula se alberga la electrónica (servomotores, receptor, batería y altímetro) y cuenta con un asiento para las alas, que se adapta al perfil de la raíz alar y al diedro geométrico presente en ala. Por otro lado, en la parte posterior de la botavara se fijan los empenajes.

Por las necesidades de maquinaria de precisión (de la cual no se dispone) para la construcción de los moldes necesarios para la fabricación del fuselaje; se ha decidido adquirir uno ya fabricado. Los detalles del mismo se expondrán a lo largo de esta memoria.

EMPENAJES

- Diseño de la configuración estructural
- Diseño de los refuerzos
- Diseño de los mecanismos de transmisión de los timones

Un exhaustivo análisis de tipo estructural para asegurar la integridad de los distintos componentes durante las etapas más críticas de la envolvente de vuelo de dicho modelo, como pueden ser el lanzamiento, o durante maniobras bruscas conllevaría un tiempo del que no disponemos, dado que dicho análisis está sujeto a condiciones de gran variabilidad y complejidad de modelado. No obstante, el cumplimiento del anterior objetivo (asegurar la integridad de los distintos componentes) se alcanza razonablemente prestando atención a modelos ya fabricados y ampliamente probados en el diseño de los mismos.

1.4.2 FABRICACIÓN

Las tareas a realizar durante la etapa de fabricación del prototipo son principalmente:

- Compra del material y los componentes electrónicos necesarios
- Obtención de los archivos CAM (Computer-Aided Manufacturing) para la fabricación de las piezas que lo requieran
- Verificación y ensamblaje de los distintos componentes

1.4.3 ENSAYOS EN VUELO

Finalmente por lo que se refiere a los ensayos en vuelo, se ha realizado:

- Recopilación de información acerca de las corrientes de aire térmicas (condiciones climatológicas que las favorecen, zonas donde predominan, técnicas de ascenso)
- Adquisición y vuelo de un modelo comercial moderno
- Puesta a punto del prototipo
- Análisis del comportamiento en vuelo y comparación con las prestaciones de un modelo comercial moderno.

1.5 REQUERIMIENTOS DEL TRABAJO

Atendiendo a la normativa de la FAI (Fédération Aéronautique Internationale, con sede en Lausana) para la categoría F3K (reconocida desde el año 2007) correspondiente a los planeadores DLG, los modelos deben reunir las siguientes especificaciones¹:

- Envergadura máxima: de 1500 mm
- Peso máximo: 600 gr
- Radio mínimo de la cápsula del fuselaje: 5 mm (en todas las direcciones)
- No se permite el uso de elementos que no estén integrados en el modelo durante y después del lanzamiento o que puedan ser retraídos y extraídos durante la operación del modelo

A demás para este proyecto, se han propuesto los siguientes requerimientos:

- Todas las superficies de control deben ser controlables (flaperones, timón, profundidad y dirección)
- El coste de fabricación de dicho modelo debe ser inferior al de los modelos actuales de competición
- El modelo debe presentar unas características de vuelo aceptables y una masa contenida de entre $m_{modelo} \approx 300 - 400 \text{ gr}$
- No se pretende realizar un modelo concebido para batir a los actuales modelos de competición

¹ Normativa extraída de: http://www.teamusaf3k.com/?page_id=149

1.6 UTILIDAD DEL TRABAJO

Debido a mi gran interés y a la práctica constante de aeromodelismo durante los últimos diez años, me he propuesto de acuerdo con mi tutor, elaborar un trabajo de final de grado consistente en el diseño, la fabricación y la prueba de un planeador DLG atendiendo a la normativa vigente de la FAI para la categoría de F3K.

Se pretende desarrollar un prototipo pensando en el aeromodelista, de nivel intermedio, que pretenda familiarizarse con la categoría F3K, sin tener que realizar el importante desembolso que comporta adquirir uno de los modelos avanzados que ofrece el mercado. Insistimos en la referencia al aeromodelista de nivel intermedio, dado que la construcción y vuelo de un F3K no están indicados para un aeromodelista principiante. Ello por varias razones: por un lado, la falta de propulsión dificulta el despegue (que ha de basarse en la técnica de lanzamiento que, a su vez, requiere de cierta habilidad) y no permite, en la mayoría de los casos, abortar aterrizajes mal planteados (algo bastante frecuente en las etapas iniciales). Por otro, la total dependencia de las prestaciones del modelo de un peso extremadamente contenido, hacen de los F3K unos modelos sumamente frágiles. Finalmente, la puesta a punto de estos modelos (especialmente el trimado y las mezclas aplicadas a las superficies de control para las distintas condiciones de vuelo) son sensiblemente más complejas comparadas con las de los modelos de iniciación.

Y, last but not least, con este proyecto pretendemos llevar a la práctica buena parte de los conocimientos asimilados durante la realización del Grado en Ingeniería en Vehículos Aeroespaciales, en especial los relacionados con los campos de la Aerodinámica y de la Mecánica del Vuelo.

2. DESARROLLO

2.1 ESTADO DEL ARTE²

Desde finales de los años setenta, existen competiciones reguladas de planeadores lanzados a mano (englobados dentro de la categoría HLG, Hand Launch Gliders). El F3K (DLG, Discus Launch Gliders) constituye un significativo avance al optimizar la energía transferida al modelo durante el lanzamiento, que se beneficia de la cantidad de movimiento (momentum) almacenada durante el giro del piloto, en todo similar a la disciplina atlética de lanzamiento de disco.

La construcción clásica de los modelos DLG se basaba en el uso madera de balsa y contrachapado y técnicas constructivas al alcance de un aeromodelista aficionado. El desarrollo del F3K ha dado paso, sin embargo, a la introducción de materiales compuestos y las consiguientes técnicas de construcción avanzadas para dar forma a estos nuevos materiales (costosos moldes de aluminio u otros materiales, obtenidos mediante técnicas de corte numérico, etc.)

El empleo de estas técnicas permite superar las limitaciones impuestas por la construcción clásica de modelos, en términos de ajustes y tolerancias dimensionales.

Los modelos comerciales actuales (cuyo precio oscila en torno a los 700 €) se ofrecen en tres distintas configuraciones (*Light*, *Regular* y *Strong*) según a las condiciones viento en las que deban operar.

La victoria en las competiciones de F3K corresponde al piloto que mejor se ciña al programa dictado por la organización, que incluye un número de lanzamientos, duración del vuelo y recepción del modelo, en unos intervalos de tiempo preestablecidos.

En el apartado 1.5 se hace una descripción completa de los requerimientos técnicos de estos modelos y en el apartado 3 se detalla mejor la experiencia de vuelo (lanzamiento, aprovechamiento de térmicas, etc.)



Figura 1: Detalle del lanzamiento (izquierda) y la recepción del modelo *Snipe 2* (derecha)³

² Información extraída de: http://www.teamusaf3k.com/?page_id=44

³ Imágenes extraída de: <http://f3j.in.ua/snipe-2.html?#tab3>

2.2 DISEÑO

2.2.1 ASPECTOS AERODINÁMICOS

INTRODUCCIÓN

Un útil parámetro adimensional en el estudio aerodinámico es el número de Reynolds, que resulta de la adimensionalización de las ecuaciones de gobierno de los fluidos de Navier Stokes. Para un flujo incompresible y newtoniano se tiene que⁴:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + (u \cdot \nabla)u = \nabla p + \frac{1}{Re} \nabla^2 u \quad (1)$$

Donde u, p, t representan el vector velocidad, la presión y el tiempo normalizados con unas variables características de velocidad (U), tiempo ($\frac{L}{U}$) y presión dinámicas (ρU^2) respectivamente.

Con esto, el grupo adimensional Re se define como:

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (2)$$

Donde ρ es la densidad del fluido, μ la viscosidad dinámica y U y L son una velocidad y longitud característica. Alternativamente se puede interpretar dicho coeficiente como el cociente entre fuerzas de inercia y fuerzas viscosas.

$$Re = \frac{\text{fuerzas inercia}}{\text{fuerzas viscosas}} \quad (3)$$

A bajos números de Re las fuerzas viscosas prevalecen sobre las fuerzas de inercia, y predomina la transmisión de cantidad de movimiento entre capas de fluido adyacentes por medio de los esfuerzos cortantes introducidos por la viscosidad ("momentum diffusion"). Se trata de un flujo ordenado, laminar, sin flujos normales a la corriente ni torbellinos.

De distinto modo a altos números de Re la menor autoridad de las fuerzas viscosas permite amortiguar en menor medida aumentos locales de cantidad de movimiento generándose así un flujo caótico y desordenado.

A medio camino entre estos dos regímenes se encuentra el régimen crítico, en el que se produce la transición de flujo laminar a turbulento. Se trata de un estado de difícil resolución ya que al solapar ambos regímenes no permite asumir las hipótesis que simplifican el estudio de estos dos fenómenos por separado.

En el estudio de alas y perfiles aerodinámicos predomina el uso de la cuerda (c) como longitud característica y el de la velocidad de corriente libre (U_∞) como velocidad característica; con lo que se define un Re_c :

$$Re_c = \frac{\rho U_\infty c}{\mu} \quad (4)$$

⁴ Extraído de John McArthur, "[AERODYNAMICS OF WINGS AT LOW REYNOLDS NUMBERS](#)", p.2-4

Como norma general cuando $Re_c > 10^6$ las zonas laminares y de transición tienen un efecto relativamente pequeño en las fuerzas aerodinámicas y en los cálculos se usan aproximaciones y modelos de capa límite turbulenta.

Por otro lado cuando $Re_c < 10^3$ el importante efecto de las fuerzas viscosas evita en la mayoría de los casos la transición de flujo laminar a turbulento.

Finalmente en el rango de $10^3 < Re_c < 10^6$ tanto la región de flujo laminar, como la transición y las posteriores zonas de flujos turbulento tienen efectos significantes en las fuerzas aerodinámicas.

AERODINÁMICA A BAJOS NÚMEROS DE RE

En el aeromodelismo en general y en la disciplina de F3K en concreto, los modelos operan la mayor parte del tiempo a bajos números de Re_c esto es debido al reducido tamaño de las cuerdas medias de sus alas y a las bajas velocidades a las que operan. Conviene destacar que los modelos DLG cuentan con una amplia envolvente de vuelo en la que se alcanzan velocidades de más de $U_\infty \approx 30$ m/s durante la etapa de lanzamiento o tan bajas como $U_\infty \approx 4$ m/s en condiciones cercanas a la pérdida.

Este amplio rango de velocidades tiene un claro efecto en la variación del número de Re_c a lo largo de la envergadura alar, que para el caso del prototipo desarrollado se tiene que:

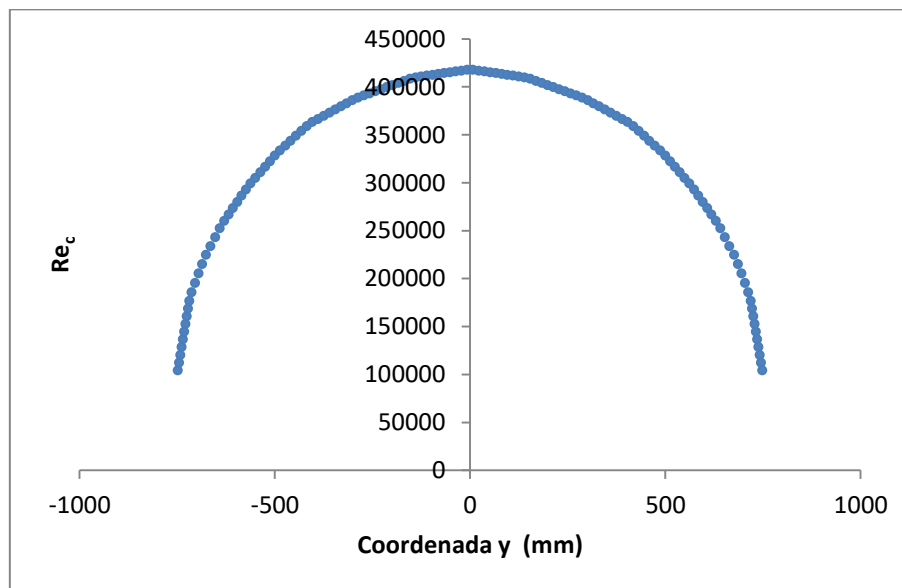


Figura 2: Variación del Re a lo largo de la envergadura en la etapa de lanzamiento ($\alpha=-1.5^\circ$; $v=32.66$ m/s)⁵

⁵ Figura 2 obtenida mediante XFLR5.

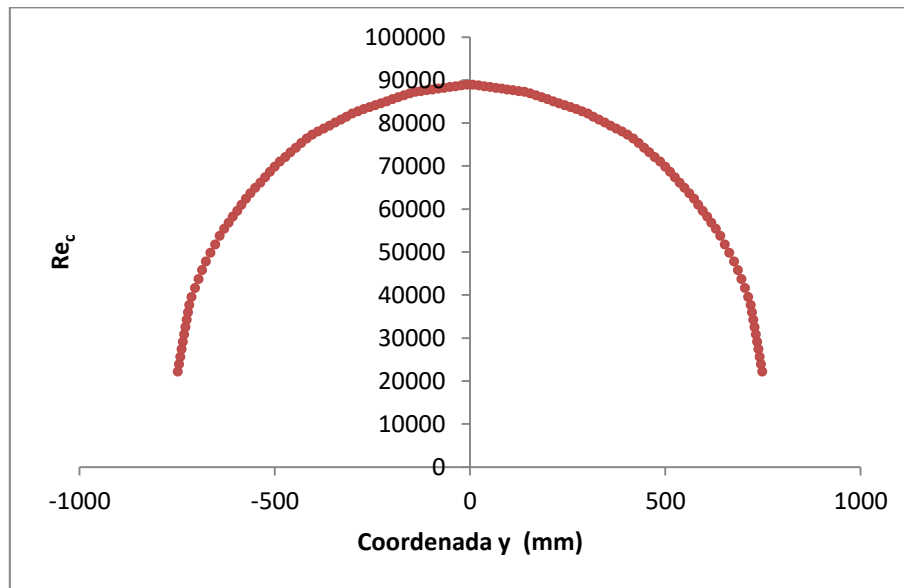


Figura 3: Variación del Re_c a lo largo de la envergadura en régimen de máx. Eficiencia, E ($\alpha=3.4^\circ$; $v=6.81$ m/s)⁶

En primer lugar, hay que destacar que se han tomado los regímenes de lanzamiento y máxima eficiencia aerodinámica (E), por presentar Re_c de operación considerablemente diferenciados y ser representativos de la envolvente de vuelo del avión.

En el caso del lanzamiento, la zona del encastre opera a un $Re_c \approx 400 \cdot 10^3$ que se reduce hasta un $Re_c \approx 100 \cdot 10^3$ en las puntas. De distinto modo, en condición de vuelo de máxima eficiencia se da un $Re_c \approx 90 \cdot 10^3$ en la zona del encastre del ala que se reduce hasta un $Re_c \approx 20 \cdot 10^3$ en las puntas.

En estos regímenes, la polar (C_d - α) de los perfiles aerodinámicos se caracteriza por ser fuertemente dependiente del Re_c de operación. A continuación, se muestra la variación de las principales variables aerodinámicas (curva sustentación y polar) para el caso concreto del perfil del encastre, en las citadas condiciones de vuelo de lanzamiento ($Re_c \approx 400 \cdot 10^3$) y máx. Eficiencia ($Re_c \approx 90 \cdot 10^3$)⁷. Para dicho análisis se ha utilizado el perfil de la raíz alar (20120105-60) de la familia Synergy desarrollada por Gerald Taylor.⁸

Perfil	Espesor máx. (% cuerda)	Pos. espesor máx. (% cuerda)	Curvatura máx. (% cuerda)	Pos. curvatura máx. (% cuerda)
20120105-60	6.34	23.23	1.61	34.34

TABLA 1: Características perfil Synergy 20120105-60

⁶ Figura 3 obtenida mediante XFLR5.

⁷ Curva de sustentación, polar y eficiencia aerodinámica obtenidas mediante la inclusión de Xfoil de XFLR5.

⁸ Perfil extraído de: <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1577149-Some-speculative-work-for-a-different-direction-for-DLG-wings-for-2012-%28Synergy%29>

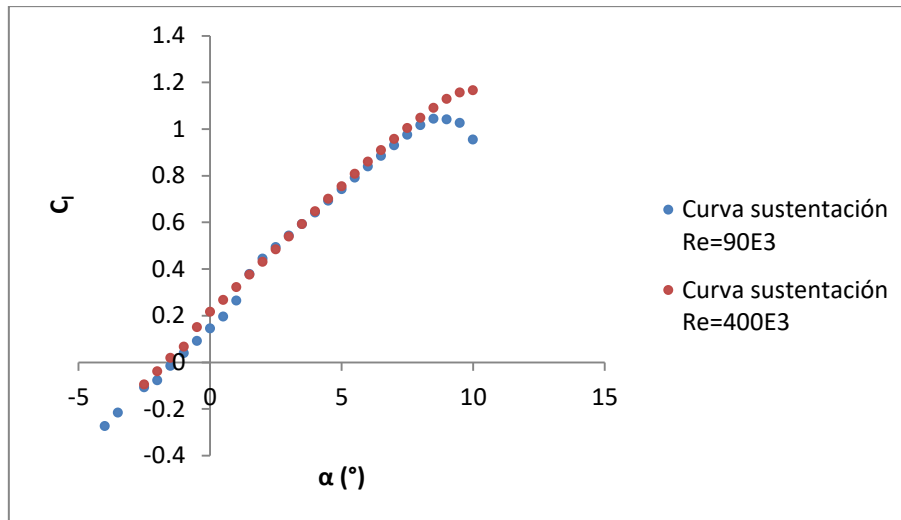


Figura 4: Curva de sustentación en para los Re_c de máx. E y lanzamiento

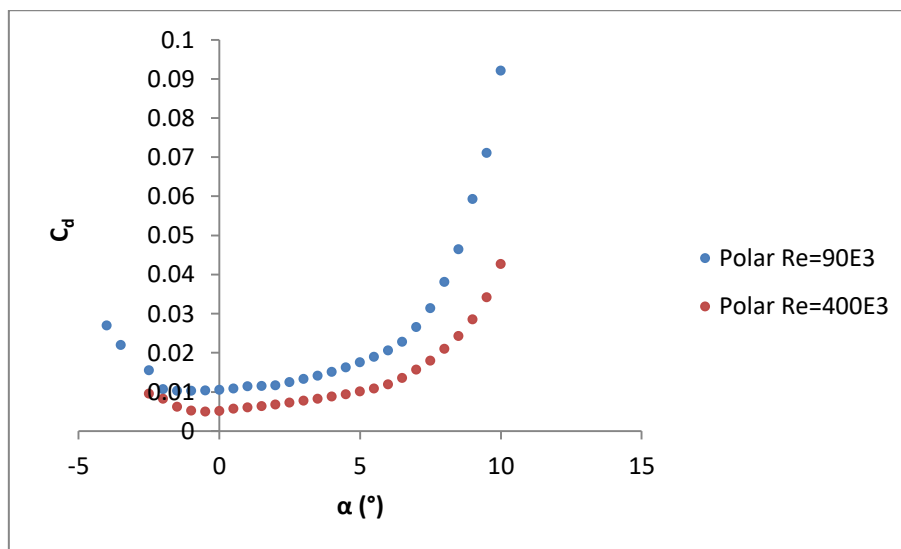


Figura 5: Polar para los Re_c de máx. E y lanzamiento

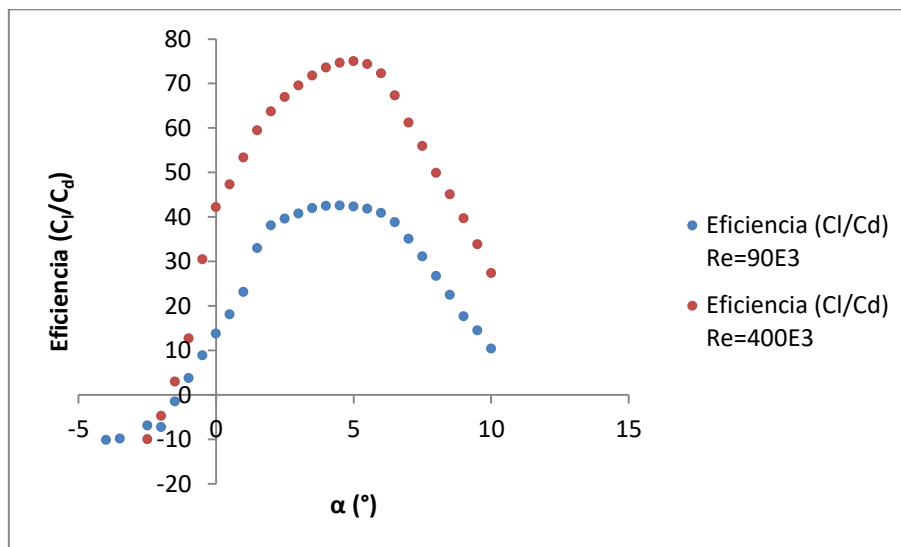


Figura 6: Eficiencia aerodinámica para los Re_c de máx. E y lanzamiento

Empezando con la Figura 4, si bien el perfil operando en condiciones de lanzamiento presenta mayores coeficientes de sustentación para la mayor parte de ángulos de ataque, no se aprecia una gran dependencia a de la curva de sustentación con el Re_c de operación.

De forma distinta, en la Figura 5 se puede apreciar como la polar si presenta una fuerte dependencia del Re_c de operación; y es que para ángulo de ataque nulo ($\alpha=0^\circ$) el coeficiente de resistencia aerodinámica pasa de $C_d = 0.00512$ en régimen de lanzamiento ($Re_c = 400 \cdot 10^3$) a $C_d = 0.01048$ en régimen de crucero ($Re_c = 90 \cdot 10^3$); por lo que se duplica.

Esta importante reducción del coeficiente de resistencia aerodinámica con el aumento del Re_c de operación se traduce también en un importante aumento de la eficiencia aerodinámica del perfil, como se puede apreciar en la Figura 6.

Una de las explicaciones más comunes para este aumento de resistencia aerodinámica a bajo números de Re_c , es la existencia de una LSB (Laminar Separation Bubble); si bien se trata de una teoría que ha presentado complicaciones en su demostración experimental en túneles de viento, debido principalmente a la pequeña magnitud de las fuerzas aerodinámicas en estas condiciones de operación y a su dependencia con los niveles de turbulencia presentes en el túnel.

La citada LSB, consiste en la separación de una capa límite laminar al encontrar un gradiente adverso de presión. Posteriormente, debido a la inestabilidad presente en esta, se produce su transición a régimen turbulento. El mayor mezclado de este régimen, transporta cantidad de movimiento de la corriente libre a lo largo de la misma. Cuando el transporte de cantidad de movimiento es suficiente, la citada capa límite turbulenta se vuelve a adherir a la superficie, cerrando así la burbuja de separación.⁹

A continuación se presenta un esquema de la formación de una LSB:

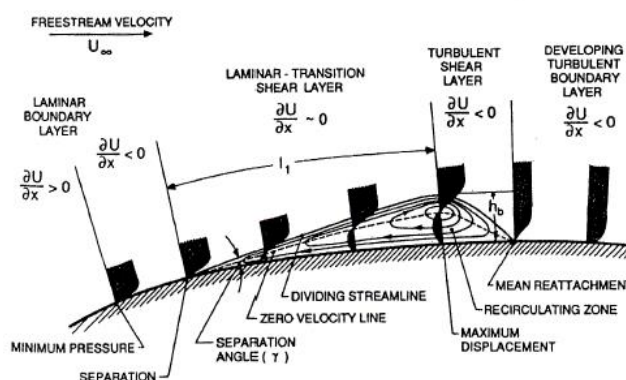


Figura 7: Esquema de la formación de una LSB¹⁰

⁹ Extraído de John McArthur, ["AERODYNAMICS OF WINGS AT LOW REYNOLDS NUMBERS"](#), p.17-18

¹⁰ Figura extraída de John McArthur, ["AERODYNAMICS OF WINGS AT LOW REYNOLDS NUMBERS"](#), p. 18

Si bien tanto los perfiles delgados como los de mayor espesor sufren el anterior comportamiento (aumento considerable de la resistencia aerodinámica) a bajos números de Re_c , los primeros presentan mejores características aerodinámicas, en especial presentan una mejor eficiencia aerodinámica.

FAMILIA DE PERFILES

El concepto que da título a este apartado, se refiere a un conjunto de perfiles desarrollados para trabajar de forma óptima conjuntamente. Es más, durante el diseño aerodinámico de un ala, la utilización de distintos perfiles que cuenten por separado con buenas características aerodinámicas pero que dichas se alcancen en regímenes muy dispares (Re_c , $\alpha_{\text{óptimo}}$) no es la mejor aproximación.

Ya en el periodo 2001-2003 cuando Mark Drela (reconocido investigador del MIT) desarrolló sus dos prototipos DLG, el SuperGee y el SuperGee II¹¹, aplico el citado concepto desarrollando a su vez dos familias de perfiles. Para el caso del SuperGee la compuesta por los perfiles AG45c-03, AG46c-03 y AG47c-03. Y posteriormente para el caso del SuperGee II la compuesta por los perfiles AG455ct-02r, AG46ct-02r y AG47ct-02r. Ordenados según su posición a lo largo de la envergadura del ala.

A continuación se detallan las características de estas dos familias de perfiles¹²:

Perfil	Espesor máx. (% cuerda)	Pos. espesor máx. (% cuerda)	Curvatura máx. (% cuerda)	Pos. curvatura máx. (% cuerda)
AG45c-03	6.93	23.25	2.57	38.40
AG46c-03	6.03	23.25	2.28	41.43
AG47c-03	5.06	22.24	1.96	45.47
AG455ct-02r	6.47	22.22	1.83	32.32
AG46ct-02r	6.08	23.23	1.69	32.32
AG47ct-02r	4.99	21.21	1.30	33.33

TABLA 2: Características de las dos familias de perfiles desarrolladas por Mark Drela para sus prototipos DLG

Se puede apreciar que se trata de perfiles delgados con un espesor máximo $t \approx 7 - 5 \%$ cuerda, que se va reduciendo conforme nos alejamos de la raíz alar, juntamente con la curvatura máxima. Esto permite que los perfiles de las estaciones más alejadas del

¹¹ Datos extraídos de:

<http://www.charlesriverrc.org/articles/supergee/supergee.pdf>
<http://www.charlesriverrc.org/articles/supergee/SG2/supergee2.pdf>

¹² Características extraídas de:

<http://www.charlesriverrc.org/articles/supergee/SuperGeeI.htm>
<http://www.charlesriverrc.org/articles/supergee/SuperGeeII.htm>

encastre sean menos exigentes con el flujo; y es que al contar con cuerdas aerodinámicas más pequeñas en comparación con las cercanas a la raíz, operan a menores Re_c .

Además se puede observar que la evolución entre la primera y la segunda familia, si bien no se traduce en grandes cambios de espesor máximo, sí que supone una reducción significativa en lo que a curvatura máxima se refiere. En primer lugar, la reducción de espesor encuentra sus limitaciones en el desarrollo de nuevas técnicas constructivas que permitan mantener la integridad estructural del conjunto mediante secciones más delgadas. Por otro lado, la reducción de la curvatura máxima está estrechamente relacionada con el peso final del modelo, de este modo el aligeramiento del peso en orden de vuelo permite a su vez reducir la curvatura máxima media de las alas.

Una herramienta útil a la hora de determinar la posición de los distintos perfiles a lo largo de la envergadura es el parámetro adimensional $Re_c \cdot \sqrt{C_L}$, al que otros autores se refieren como '*reduced Reynolds number*'. Es por este motivo que Drela asigna a cada uno de sus perfiles el valor de dicho parámetro para el que han sido optimizados:

Perfil	AG45c-03 AG455ct-02r	AG46c-03 AG46ct-02r	AG47c-03 AG47ct-02r
$Re_c \cdot \sqrt{C_L}$	$52 \cdot 10^3$	$40 \cdot 10^3$	$25 \cdot 10^3$

TABLA 3: $Re_c \cdot \sqrt{C_L}$ correspondiente a la familia de perfiles desarrolladas por Mark Drela

Aplicando la definición de Re_c (introduciendo la viscosidad cinemática, ν) y asumiendo un vuelo simétrico, rectilíneo, estacionario y con las alas a nivel en el que la sustentación es aproximadamente el peso ($L \approx W$), tenemos que:

$$C_L = \frac{L}{0.5 \cdot \rho \cdot U_\infty^2 \cdot S} \approx \frac{2}{\rho \cdot U_\infty^2} \frac{W}{S} \quad (5)$$

$$Re_c \cdot \sqrt{C_L} = \frac{U_\infty c}{\nu} \frac{1}{U_\infty} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} = \frac{c}{\nu} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \quad (6)$$

Donde W hace referencia al peso y S a la superficie alar.

Con todo esto, se obtiene un parámetro adimensional que a diferencia del número de Reynolds convencional, no depende de la velocidad (U_∞). Y es que se mantiene prácticamente constante a lo largo de la envolvente de vuelo del modelo; en otras palabras, a elevadas velocidades el alto valor de Re_c es compensado con un menor valor de $\sqrt{C_L}$ por lo contrario a bajas velocidades el menor valor de Re_c es compensado por un mayor valor de $\sqrt{C_L}$.

Es más, conociendo la carga alar ($\frac{W}{S}$), la densidad y la viscosidad cinemática (ν) uno puede determinar la cuerda necesaria para obtener el $Re_c \cdot \sqrt{C_L}$ de diseño del perfil en una estación determinada del ala.

Si bien este parámetro adimensional (*'reduced Reynolds number'*) resulta de utilidad en las primeras iteraciones del diseño preliminar, aún queda margen de mejora. Es decir, la ley de cuerdas a lo largo de la envergadura que se satisfaga el *reduced Reynolds number* de los distintos perfiles involucrados, no necesariamente será la óptima.

ACTUACIONES DEL PLANEADOR

Antes de continuar avanzando con el diseño aerodinámico, es de interés, analizar las actuaciones del planeador.

Para ello se ha referencia a las ecuaciones en ejes viento que rigen un vuelo estacionario, simétrico y rectilíneo con las alas a nivel:

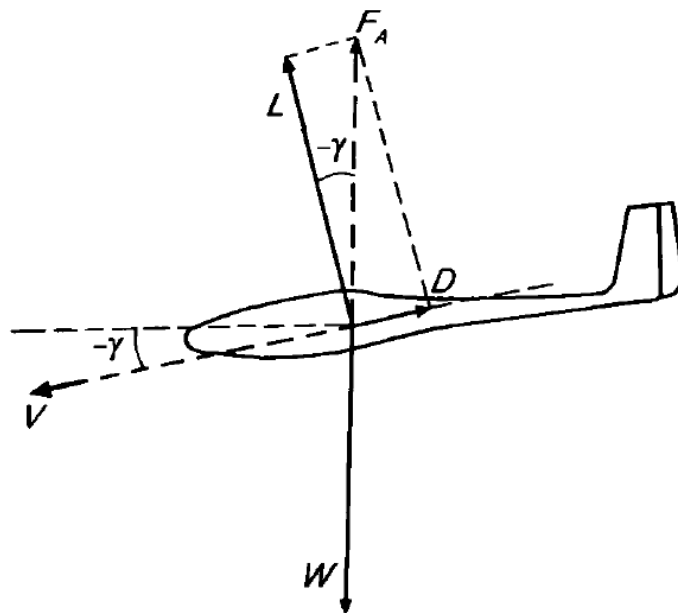


Figura 8: Equilibrio de fuerzas en el planeador¹³.

¹³ Figura 8 extraída de: Gómez Tierno, Miguel Ángel, Pérez Cortés, Manuel and Puentes Marquez, César. *Mecánica del vuelo*. Madrid : Garceta, 2012, p. 60.

Equilibrio de fuerzas en el eje x-viento:

$$D - W \sin \gamma = 0 \quad (7)$$

Equilibrio de fuerzas en el eje z-viento:

$$L - W \cos \gamma = 0 \quad (8)$$

Donde L (Lift) y D (Drag) son las proyecciones perpendicular y paralela sobre la dirección de la corriente libre de la resultante de las fuerzas aerodinámicas (F_A) que actúan sobre el planeador. Por otro lado γ hace referencia al ángulo de descenso.

Dividiendo las ecuaciones (7) y (8) se puede obtener una relación entre el ángulo de descenso y la eficiencia aerodinámica ($E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$):

$$\tan \gamma = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{E} \quad (9)$$

Donde C_L y C_D son los coeficientes sustentación y resistencia aerodinámica respectivamente.

Con la anterior expresión, se puede apreciar que el ángulo de descenso es inversamente proporcional a la eficiencia aerodinámica. Esto es, cuanto mayor sea la eficiencia aerodinámica menor será el ángulo de planeo y consecuentemente mayor será el alcance del planeador.

Además asumiendo la hipótesis de que este ángulo de descenso es pequeño, de modo que:

$$\begin{aligned} \cos \gamma &\approx 1 \\ \sin \gamma &\approx \gamma \\ \tan \gamma &\approx \gamma \end{aligned} \quad (10)$$

Y que la polar del avión es parabólica, de modo que se puede escribir como:

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2 \quad (11)$$

Donde C_{D0} y k son los coeficientes de la polar y se refieren a las contribuciones de la resistencia parásita e inducida respectivamente.

Se obtiene que:

$$E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D0} + k C_L^2} \quad (12)$$

Por otro lado, haciendo referencia a la velocidad de descenso (v_z) del planeador se tiene que:

$$\begin{aligned} v_z &= v \sin \gamma \approx v \gamma \\ L &= W \cos \gamma \approx W \end{aligned} \quad (13)$$

Donde v hace referencia a la velocidad aerodinámica del avión.

Escribiendo la velocidad aerodinámica del planeador en términos de la sustentación se obtiene:

$$v = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (14)$$

E introduciendo la definición del ángulo de descenso presentada anteriormente:

$$\tan \gamma \approx \gamma = \frac{C_D}{C_L}$$

Se llega finalmente a:

$$v_z \approx v \gamma = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{C_D}{C_L^{\frac{3}{2}}} \quad (15)$$

Como podemos ver la velocidad de descenso depende principalmente de la carga alar ($\frac{W}{S}$) y del término $\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}$ al que algunos autores¹⁴ hacen referencia como *power factor*. De este modo, presentará su valor mínimo y por ende la condición de máxima autonomía, cuando $\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}$ sea máximo.

Conviene destacar, que el citado *power factor* da más importancia al coeficiente de sustentación; por lo que es usual que el ángulo de ataque de velocidad de descenso mínima ($\alpha_{v_z \min}$) sea mayor que el de eficiencia máxima ($\alpha_{E \max}$).

De distinto modo, derivando la ecuación 12 con respecto al C_L se puede obtener el valor de eficiencia máxima que a su vez coincide con la condición de máximo alcance:

$$E_{\max} = \left. \frac{C_L}{C_D} \right|_{\max} \quad (16)$$

$$\frac{\partial E}{\partial C_L} = 0, E_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{C_{D0} k}} \quad (17)$$

Además, asumiendo que la polar no solo es parabólica sino que también es de coeficientes constantes, dicha eficiencia máxima solo depende de parámetros aerodinámicos

¹⁴ Por ejemplo: Martin Simons en *Model Aircraft Aerodynamics*, p.65

constantes (C_{D0} y k); por lo que alcance de un planeador con y sin lastre debería de ser el mismo.

No obstante en la coyuntura de este trabajo, al ser la polar fuertemente dependiente del número de Re_c de operación, la suposición de que sus coeficientes se mantienen constantes es algo discutible.

Y es que un aumento apreciable de la carga alar, a su vez supone un aumento de la velocidad de crucero y del Re_c de operación. Como se ha mostrado anteriormente, con ello se produce una disminución de la resistencia aerodinámica y un aumento de la eficiencia aerodinámica máxima. No obstante, la mayor carga alar se traduce también en una mayor velocidad de descenso.

El anterior comportamiento se puede ver plasmado en las siguientes figuras relativas al rendimiento del ala diseñada para el prototipo. En el primer caso sin lastre (con una masa de $m=300$ gr) y en el segundo caso en configuración de lastre baja (con una masa de $m=340$ gr).¹⁵

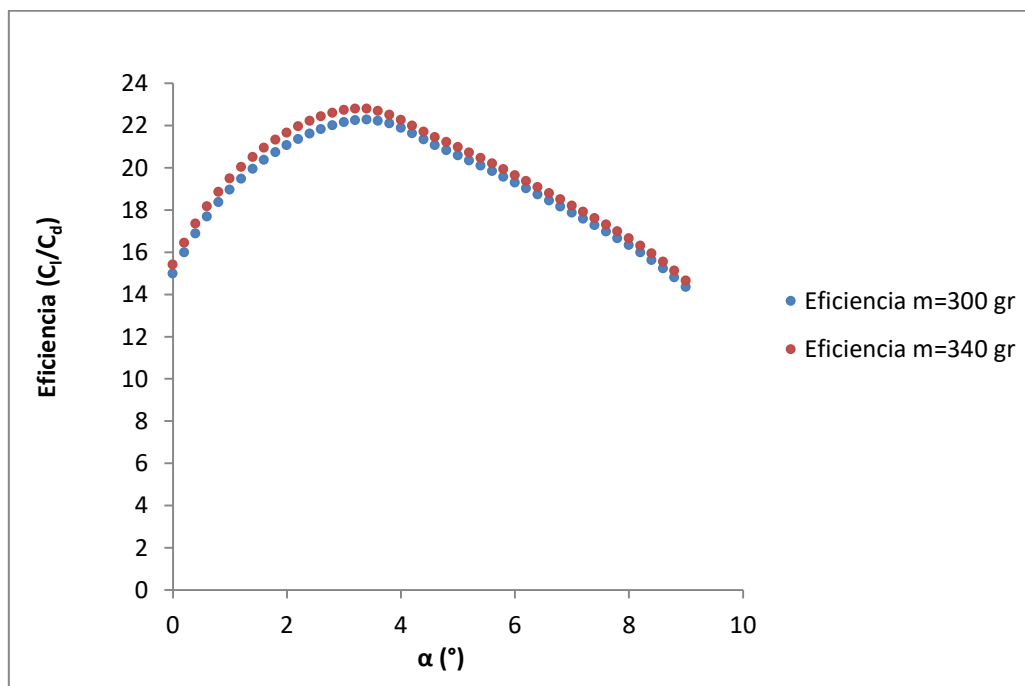


Figura 9: Variación de la eficiencia del ala con la adición de lastre

¹⁵ Valor orientativo del modelo *Snipe 2* de Vladimir Models, el cual cuenta con lastres de 30 a 180 gramos. Extraído de: <https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?cat=Other&subcat=Ballast+Sets+and+Weights>

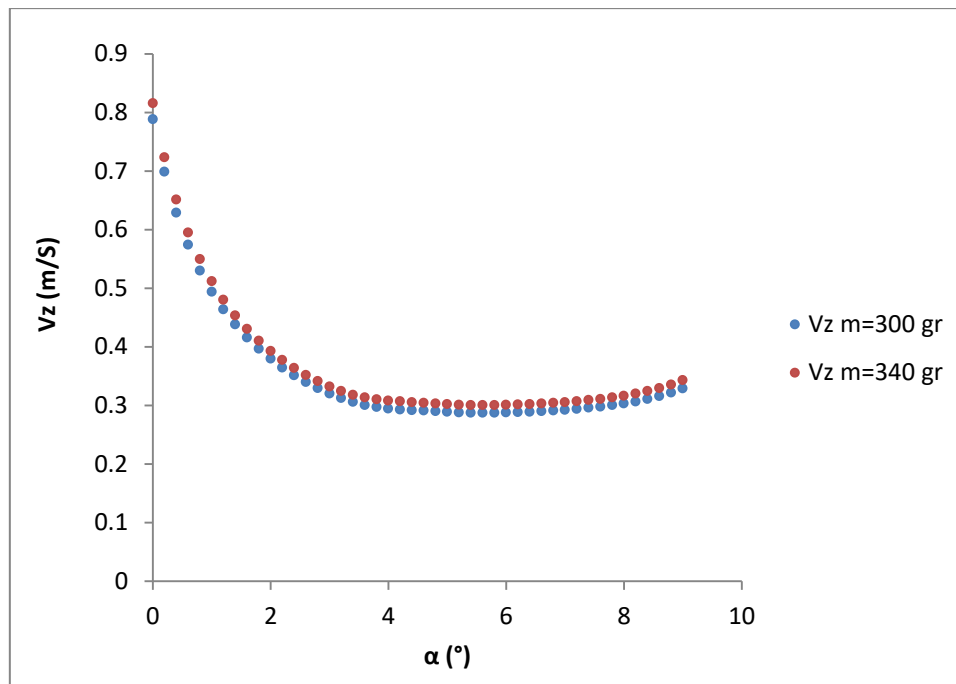


Figura 10: Variación de la velocidad de descenso del ala con la adición de lastre

Si bien los cambios no son tan significativos como en la anterior comparación entre los regímenes de lanzamiento y el crucero (debido al menor aumento del Re_c de operación que ofrece la adición de lastre), se puede apreciar un aumento aproximado de 0.52 puntos de la eficiencia aerodinámica máxima y de 0.013 m/s en la velocidad de descenso mínima.

EL COMPROMISO CON LA ELIPSE

Si bien la forma en planta elíptica se asocia con la configuración de mínima resistencia aerodinámica inducida (debida a la sustentación); su aplicación a bajos números de Re_c requiere de ciertos matices. Y es que en este régimen la suma de la resistencia de fricción y de forma a la que algunos autores hacen referencia como “*profile drag*” es incluso mayor que la resistencia inducida; por lo que pasa a un primer plano como criterio de diseño. Además, la tendencia de este *profile drag* es la de aumentar con la reducción del Re_c de operación, que se obtiene por ejemplo al reducir la cuerda.

Es por este motivo, que la configuración puramente elíptica se modifica de tal forma que las estaciones más alejadas de la raíz alar cuentan con una cuerda mayor que aquella dictada por la ley de cuerda elíptica¹⁶ que se define como:

$$c(y) = c_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (18)$$

Donde c_0 hace referencia a la cuerda de la raíz, y a la posición a lo largo de la envergadura y b a la envergadura.

¹⁶ Extraída de: <http://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/fluids/Spring2008/LectureNotes/f08.pdf>, p.2

De este modo se reduce, en cierta medida, la ya mencionada tendencia hacia las puntas del aumento local de la resistencia aerodinámica debida al *profile drag*.

Conviene destacar que el cómputo de dicha resistencia aerodinámica (*profile drag*) presenta ciertas complicaciones, y es que para ello el ideal tratamiento del flujo ya no es válido. Es aquí es donde entra el ya mencionado software Xfoil y XFLR5 (el segundo se trata de un software de código abierto, desarrollado por André Deperrois, y dirigido al análisis de aeromodelos).

En este contexto, Xfoil aborda el problema bidimensional (2D) resolviendo la capa límite mediante las ecuaciones RANS (*Reynolds-averaged Navier-Stokes equations*) y un método iterativo llamado "*Interactive Boundary Layer*" (IBL). De este modo, esta herramienta nos permite obtener de forma rápida una buena aproximación de la polar (C_d - α) de un perfil aerodinámico para un Re_c de operación determinado.

Posteriormente, XFLR5 aborda el problema tridimensional (3D), como puede ser el caso de un ala, interpolando los datos bidimensionales (C_d - α) calculados previamente con Xfoil.

A continuación se muestran dos figuras (obtenidas mediante XFLR5) relativas a la variación del coeficiente de resistencia inducida y del coeficiente de resistencia debida al *profile drag* a lo largo de la envergadura de una configuraciones alares candidatas para el prototipo. Para ello se ha analizado el caso del régimen de máxima eficiencia ($E=22.586$; $\alpha=3,2^\circ$; $v=6,93$ m/s):

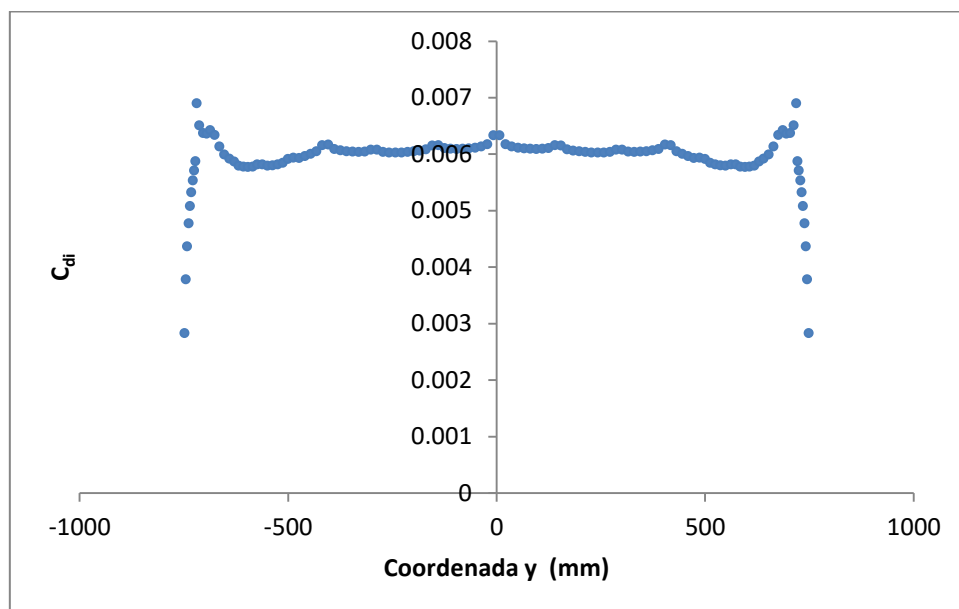


Figura 11: Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica inducida (C_{di}), ($\alpha=3.2^\circ$; $v=6.93$ m/s)

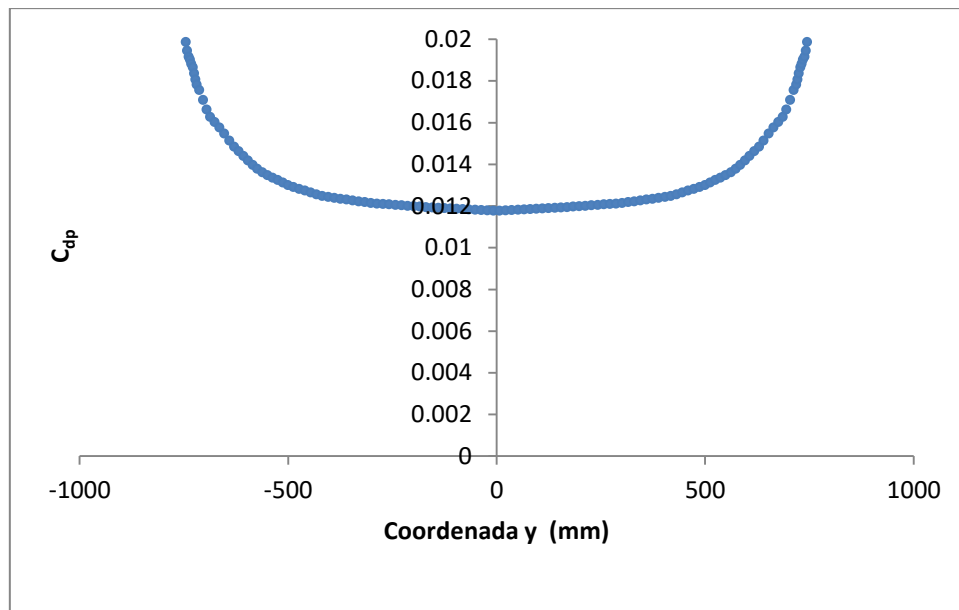


Figura 12: Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica correspondiente al *profile drag* (C_{dp}), ($\alpha=3.2^\circ$; $v=6.93$ m/s)

En primer lugar, destacar que para un ala con una distribución de cuerda puramente elíptica, es conocido que su distribución de sustentación (L) será también elíptica y que su distribución de ángulo de ataque inducido (α_i) a lo largo de la envergadura será uniforme. Además se puede deducir que para una ala elíptica la resistencia inducida verifica que¹⁷:

$$D_i = \alpha_i L \quad (19)$$

Con esto se obtiene que la distribución de resistencia inducida es también elíptica. Consecuentemente, la distribución del coeficiente de resistencia inducida es uniforme.

Haciendo referencia primero a la Figura 11, se puede apreciar que el coeficiente de resistencia inducida (C_{di}) se mantiene prácticamente constante con un valor aproximado de $C_{di} = 0.006$. No obstante se puede observar, hacia las puntas, una desviación de dicha tendencia; probablemente debida a la desviación de la ley de cuerda elíptica que se produce en esa zona.

Por otro lado, haciendo referencia a la Figura 12 se puede apreciar que la resistencia aerodinámica debida al *profile drag* es notoriamente más elevada que la resistencia aerodinámica inducida. Además, se puede observar que su distribución es prácticamente uniforme con un valor aproximado $C_{dp} = 0.012$ (el doble en comparación con el valor medio del C_{di}) hasta las estaciones situadas a una distancia $y \approx 500$ mm de la raíz; donde comienza la ya mencionada tendencia ascendente, debida a la reducción del Re_c de operación por debajo de un valor frontera.

¹⁷ Extraído de: <http://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/fluids/Spring2008/LectureNotes/f07.pdf>, p.3

FLAPERONES

La configuración de las superficies de control alares más común en el campo de los planeadores, es aquella compuesta por alerones y flaps. Los primeros, situados en la porción externa del ala, con tal de maximizar su brazo de palanca y obtener para pequeñas deflexiones una buena respuesta en términos de momento de balance. Los segundos, situados entre el comienzo de los alerones y la zona cercana al encastre, permiten (al ser deflectados) modificar parcialmente la curvatura alar ya sea para reducir la velocidad de descenso durante el ascenso en una térmica o para reducir la velocidad de pérdida durante la fase de aproximación del aterrizaje.

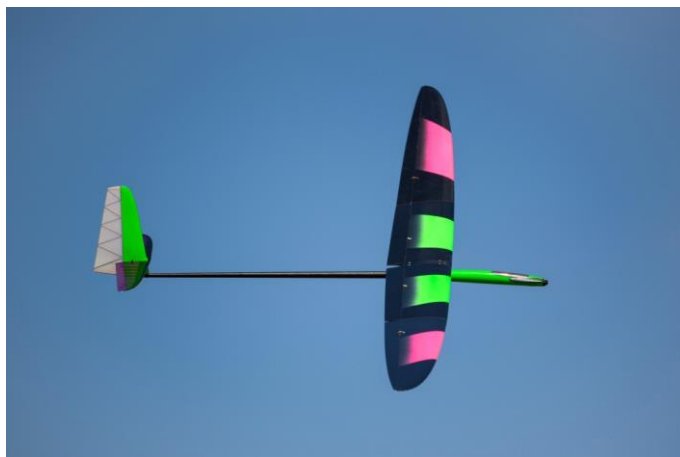


Figura 13: Detalle de la típica configuración de las superficies de control alares en el modelo Maxa Pro 4e de Vladimir Models¹⁸

No obstante, los modelos englobados dentro de la categoría de F3K, emplean una única superficie de control corrida a lo largo de toda la envergadura alar, los flaperones, cuya cuerda supone una fracción constante de $\frac{c_{flaperon}}{c} \approx 0.3$ de la cuerda alar. Estos dispositivos realizan una función doble, por una parte proporcionan el control en balance del planeador y a su vez permiten modificar la curvatura del ala en su totalidad.

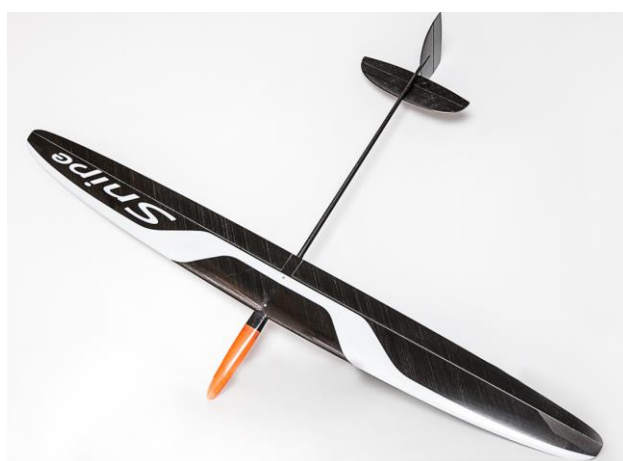


Figura 14: Detalle de los flaperones en el modelo Snipe SN de Vladimir Models¹⁹

¹⁸ Imagen extraída de: <https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=MAXA-PRO-4E&name=maxa-pro-4e-megalight>

¹⁹ Imagen extraída de: <http://f3j.in.ua/snipe-sn.html?#tab3>

Conviene destacar que al tratarse de una superficie móvil muy larga y delgada (al conformar la parte cercana al borde de salida del ala) presenta cierta disposición a presentar problemas de inestabilidad, concretamente flameo.

La solución que los fabricantes punteros han propuesto, es la utilización de una bisagra conformada mediante cinta de Kevlar y la fabricación de los mismos mediante un núcleo de espuma *Rohacell* (basada en *Polymethacrylimide*, PMI)²⁰ y dos capas una inferior y otra superior de tejido fibra de carbono de bajo gramaje.

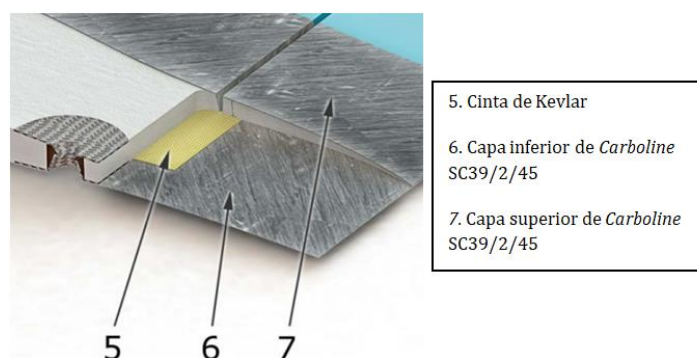


Figura 15: Detalle de la construcción de los flaperones del modelo Snipe 2 de Vladimir Models²¹

En la Figura 15 se puede apreciar los detalles constructivos mencionados. De este modo, la etiqueta 5 se corresponde con la cinta de Kevlar y las etiquetas 6 y 7 con las capas inferior y superior del tejido de fibra de carbono de bajo gramaje mencionado. En este caso en particular, Carboline SC39/2/45. Un tejido biaxial de fibra de carbono IMS 65 con un gramaje de 39 g/m² y una orientación de las fibras de $\pm 45^\circ$.

Conviene mencionar también el rango común de sus deflexiones simétricas para los distintos regímenes de los modelos DLG.

Régimen	Deflexión de flaperon, δ_f (°)
Lanzamiento	-2
Máx. alcance	0
Crucero	+2
Térmica	+4
Aterrizaje	+40

TABLA 4: Deflexiones de flaperon para los distintos regímenes de vuelo

En primer lugar, hay que destacar que se ha tomado el mismo criterio de signos que para los flaps, de modo que las que resultan en una deflexión hacia arriba son negativas y las que resultan en una deflexión hacia abajo, positivas.

Por lo que al lanzamiento se refiere, las altas velocidades que se alcanzan permiten utilizar una pequeña deflexión negativa de $\delta_f \approx -2^\circ$, con lo que se reduce la curvatura de las alas y a su vez la resistencia aerodinámica.

²⁰ Extraído de: <https://www.rohacell.com/product/rohacell/en/about/>

²¹ Imagen extraída de: <http://f3i.in.ua/snipe-2.html?#tab7>

Por otro lado en régimen de máximo alcance se utiliza una deflexión nula para obtener la mayor eficiencia aerodinámica, E.

En régimen de crucero (utilizado durante la búsqueda de térmicas u otras fuentes de ascenso) se utiliza una pequeña deflexión positiva de $\delta_f \approx +2^\circ$. Esta reduce la velocidad de descenso sacrificando ligeramente la eficiencia aerodinámica.

En régimen de térmica (utilizado mientras el planeador da vueltas dentro de la térmica) se utiliza una deflexión algo mayor que en el caso de crucero, de aproximadamente $\delta_f \approx +4^\circ$. Esta minimiza la velocidad de descenso del planeador sacrificando de forma más notoria la eficiencia aerodinámica. En la mayoría de los casos, deflexiones por encima del valor mencionado suelen ser contraproducentes.

Durante los últimos metros de la aproximación (en la recogida) o en caso de querer descender de forma rápida, una práctica común es la de utilizar la deflexión máxima que ofrece el conjunto servo-reenvío, que suele estar alrededor de $\delta_{f\max} \approx +40^\circ$. Con esto se consigue un descenso rápido y suave del aeromodelo. Además, conviene destacar que se realiza una mezcla en la emisora de control, de modo que esta fuerte deflexión de los flaperones venga acompañada de una pequeña deflexión positiva, δ_e , (de picado) del timón de profundidad. Con esto se consigue contrarrestar el aumento, inducido por la fuerte deflexión de los flaperones, del momento de cabeceo del ala.

DIEDRO GEOMÉTRICO

El diedro geométrico, Γ , es el ángulo de inclinación de cada una de las semialas con respecto a un plano horizontal. Existen distintas configuraciones por lo que a estabilidad lateral-direccional se refiere; de este modo, hablamos de diedro positivo (estabilizante) cuando las alas están inclinadas hacia arriba, de diedro neutro cuando las alas están un plano horizontal y de diedro negativo (desestabilizante) cuando las alas están inclinadas hacia abajo. Su contribución más importante al comportamiento del avión, es a través del conocido *efecto diedro*, la derivada del coeficiente de momento de balance respecto del ángulo de resbalamiento, $C_{l\beta}$. Que se define como estabilizante cuando:

$$C_{l\beta} < 0 \quad (20)$$

De este modo, cuando un avión diseñado con un efecto diedro estabilizante está volando en vuelo horizontal simétrico rectilíneo estacionario con las alas a nivel y aparece una perturbación en forma de resbalamiento positivo ($\beta > 0$), el avión generará un momento aerodinámico de balance negativo, se inclinará hacia la izquierda y la componente en el plano horizontal de la sustentación tenderá a sacarle de la perturbación.²²

Este momento de balance negativo es el resultado de una distribución asimétrica de ángulos de ataque entre las dos semialas, debido a la desigual descomposición de la velocidad aerodinámica, V , en la dirección normal a la envergadura que induce el diedro geométrico.

²² Extraído de: **Gómez Tierno, Miguel Ángel, Pérez Cortés, Manuel and Puentes Marquez, César. *Mecánica del vuelo*. Madrid : Garceta, 2012, p. 286-287.**

De este modo, y asumiendo que tanto el ángulo de diedro como el de resbalamiento son pequeños se puede deducir que:

$$\begin{aligned} V_{nd} &= V\beta\Gamma, \Delta\alpha_d = \beta\Gamma \\ V_{ni} &= -V\beta\Gamma, \Delta\alpha_i = -\beta\Gamma \end{aligned} \quad (21)$$

Donde V_{nd} y V_{ni} hacen referencia a las descomposiciones de la velocidad aerodinámica V en la dirección normal a la envergadura en las semialas derecha e izquierda respectivamente. Y $\Delta\alpha_d$ y $\Delta\alpha_i$ al incremento de ángulos de ataque que induce.

Con esto se tiene que el efecto restaurador ante perturbaciones en resbalamiento aumenta con la amplitud de dicha perturbación, β y con la propia magnitud del diedro geométrico presente en las alas.

Este mecanismo es de gran utilidad en el campo de los DLG ya que permite escapar de perturbaciones en resbalamiento de forma eficiente, reduciendo así de forma considerable la deflexión de timón de dirección necesaria con tal de girar de forma coordinada durante la ascensión en una térmica. Sin embargo, la adición de diedro geométrico positivo, reduce en cierta medida la maniobrabilidad del modelo y su eficiencia (esto segundo debido a la inclinación que sufre de la sustentación, L). Valores típicos de diedro geométrico en este tipo de modelos se encuentra en el rango de $\Gamma = 5.5 - 7^\circ$.

Finalmente, conviene destacar que la configuración de diedro geométrico en su forma más pura, complica el diseño de los elementos de unión de las dos semialas, al presentar estas cierta inclinación. Es por esto que en los aeromodelos planeadores de mayor envergadura, y consecuentemente con exigencias estructurales más elevadas, es común la utilización de *polyhedral* que se caracteriza por la utilización de distintos ángulos de diedro a lo largo de la envergadura. En otras palabras, se trata de una configuración que se basa en una sección alar central con nula o muy ligera inclinación y dos secciones contiguas de diedro constante pero creciente entre secciones.

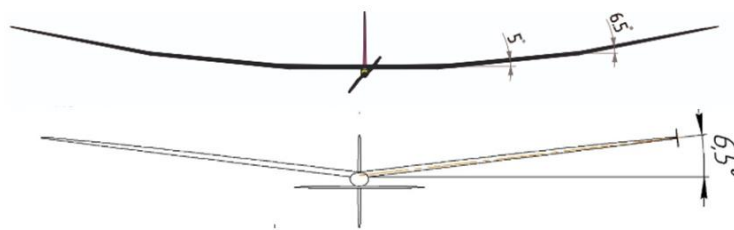


Figura 16: Ejemplos de configuraciones típicas de *polyhedral* (arriba) en el Plus X de $b=4$ m y diedro positivo (abajo) en el Blaster 3.5 de $b=1.5$ m ambos de Vladimir Models²³

²³ Imágenes extraídas de :
<http://f3j.in.ua/blaster-35.html?#tab6>, <http://f3j.in.ua/plus-x.html?#tab6>

ELECCIÓN DE LA FAMILIA DE PERFILES ALARES

El desarrollo de perfiles aerodinámicos para los aeromodelos DLG dio un vuelco con la introducción a finales del 2003 de la segunda familia de perfiles diseñada por Mark Drela para su prototipo SuperGee II. Muestra de ello ha sido su utilización en numerosos modelos de distintos fabricantes (Blaster 2, 3 ,3.5 de Vladimir Models; Longshot 3,4 de Horejsi; entre otros).

Por otro lado, los fabricantes también han desarrollado nuevos perfiles en la mayoría de ocasiones recurriendo a colaboradores externos como es el caso de Joe Wurth que colabora activamente con uno de los mayores fabricantes, Vladimir Models, para el diseño de su aeromodelo DLG puntero, el *Snipe*.

Si bien, uno no suele tener acceso a estas nuevas familias, por el interés de los fabricantes de proteger el valor añadido de sus modelos; por el que han tenido que invertir tiempo y recursos económicos en fases de diseño y prototipado, existen otros miembros de la comunidad que han desarrollado y realizado ensayos en vuelo con nuevas familias como es el caso de Gerald Taylor, quien además ha compartido sus avances en el foro RCGroups.

Las familias de perfiles desarrolladas por Taylor, son las siguientes: Zone (2009), Edge (2010), Zone V2 (2011), Synergy (2012), Synergy-II (2014).

Una vez analizado el estado del arte en lo que al desarrollo de perfiles aerodinámicos alares se refiere, se han realizado las primeras iteraciones de distintas configuraciones alares candidatas utilizando las familias desarrolladas por Mark Drela, la Zone V2 y las Synergy y Synergy-II²⁴.

Para continuar avanzando en el desarrollo de la configuración alar es imprescindible decantarse por alguna de las familias en concreto. En este sentido se decidió proseguir con la configuración alar preliminar formada por perfiles pertenecientes a las familias Synergy y Synergy-II, por contar con perfiles cuyo valor de diseño de *reduced Reynolds number* ($Re_c \cdot \sqrt{C_L}$) se alcanza en alguna de las diferentes estaciones a lo largo de la envergadura y por dotar al ala de una buena eficiencia aerodinámica manteniendo a su vez bajas velocidades de descenso.

Conviene destacar que durante la realización de esta etapa, se decide utilizar un fuselaje ya fabricado de un modelo comercial moderno, concretamente el del *Longshot 4*²⁵. Conviene destacar que su asiento alar está concebido para acomodar al ya mencionado perfil AG455ct-02r desarrollado por Mark Drela, por lo que la configuración alar final deberá contemplar este detalle.

Además el borde de salida de los distintos perfiles debería ser modificado por las limitaciones constructivas que la construcción tradicional presenta. Y es que el uso de madera de balsa a diferencia de materiales compuestos en la construcción de los flaperones (que más adelante se especifica) no permite reducir el espesor del borde de

²⁴ Familias disponibles en:

<https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1577149-Some-speculative-work-for-a-different-direction-for-DLG-wings-for-2012-%28Synergy%29>,

<https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2152557-Synergy-II-wing-development>

²⁵ Más detalles en:

https://www.topmodelcz.cz/index.php?&desktop=eshop&action=zbozi_detail&id=17913

salida muy por debajo de $e_{bsalida} \approx 1 \text{ mm}$ sin a su vez comprometer significativamente su rigidez.

CONFIGURACIÓN ALAR FINAL

Algunos de los intentos de desarrollar un aeromodelo DLG mediante técnicas de construcción tradicionales, como es el caso del modelo *Evolution Wood*²⁶, han acabado (según reportan sus usuarios) con un peso en orden de vuelo (del inglés All-Up Weight) de alrededor de $AUW \approx 320 - 340 \text{ gr}$. Una cifra que está lejos de los modelos comerciales punteros como es el caso del *Snipe 2* o el *Flitz 2* que cuentan con un $AUW \approx 220 - 230 \text{ gr}$ o del modelo comercial adquirido (*Blaster 3.5*) de $AUW \approx 265 \text{ gr}$. Con esto, se ha tomado un peso de referencia $AUW \approx 300 \text{ gr}$ para futuros cálculos.

Lo anterior, conduce el diseño hacia la utilización de superficies alares algo mayores (dadas por un incremento de la cuerda media alar) con tal de contener, en cierta medida, el incremento de la velocidad de descenso que es consecuencia del mayor peso del modelo.

Con ello, dado que la envergadura es fija y de valor $b=1.5 \text{ m}$ el alargamiento ($AR = \frac{b^2}{S}$) se reduce; lo que se suele traducir en menores alturas de lanzamiento.

Conviene destacar que se ha tenido en cuenta el ya mencionado *Evolution Wood* y el modelo adquirido, el *Blaster 3.5* de Vladimir Models, a la hora de definir la forma en planta de las alas.

El uso del *Blaster 3.5* como referencia se justifica con su generosa superficie alar de $S=22,86 \text{ dm}^2$ si la comparamos por ejemplo con los modelos más punteros del mismo fabricante, como es el caso del *Snipe*, que presenta una superficie alar $S=19,65 \text{ dm}^2$. De la misma forma, también cuenta con una mayor cuerda alar en la raíz de $c_{raíz} = 190 \text{ mm}$ si la comparamos con la del modelo *Snipe* ($c_{raíz} = 160 \text{ mm}$).

Por lo que se refiere al modelo *Evolution Wood*, se ha tomado como referencia su cuerda de la punta de $c_{punta} = 46 \text{ mm}$ que a su vez coincide con el valor presente en el modelo SuperGee II, ya que se pretende utilizar una configuración de peg²⁷ similar (que se explica con más detalle en el apartado de construcción).

Por lo que al diedro geométrico se refiere, este se ha fijado en un valor de $\Gamma = 6^\circ$ impuesto por el asiento alar del citado fuselaje.

Partiendo de esta base, se ha abordado el problema con un ala definida de forma discreta mediante 10 secciones por semiala. En este sentido, se ha comenzado con una cuerda en la raíz de $c_{raíz} = 200 \text{ mm}$ que se ha ido reduciendo a lo largo de las distintas iteraciones hasta la configuración final de $c_{raíz} = 192 \text{ mm}$. De distinta forma, la cuerda en la punta se ha mantenido constante y de valor $c_{punta} = 46 \text{ mm}$.

²⁶ Detalles obtenidos de: <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2337864-Evolution-W-the-REvolution-of-the-Woody-DLG>

²⁷ El peg es el componente mediante el cual el piloto agarra el avión durante la etapa de lanzamiento.

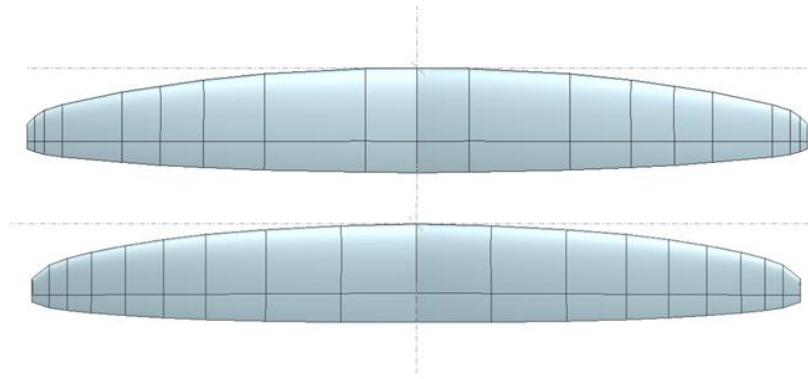


Figura 17: Detalle de la configuración alar inicial (arriba) y final (abajo)

Dicha progresiva reducción de la cuerda de la raíz se ha realizado prestando atención a la evolución de la velocidad de descenso (v_z) y comparándola con una configuración alar de referencia desarrollada por Gerald Taylor con la familia de perfiles Zone V2²⁸ y concebida para un $AUW \approx 270 \text{ gr}$. Ambas con una deflexión de flaperon nula.

A continuación, se muestra la variación de la velocidad de descenso (v_z) en función del ángulo de ataque (α), para la configuración alar final del prototipo y la de referencia. Destacar que ambas cuentan con una deflexión de flaperon (δ_f) nula.

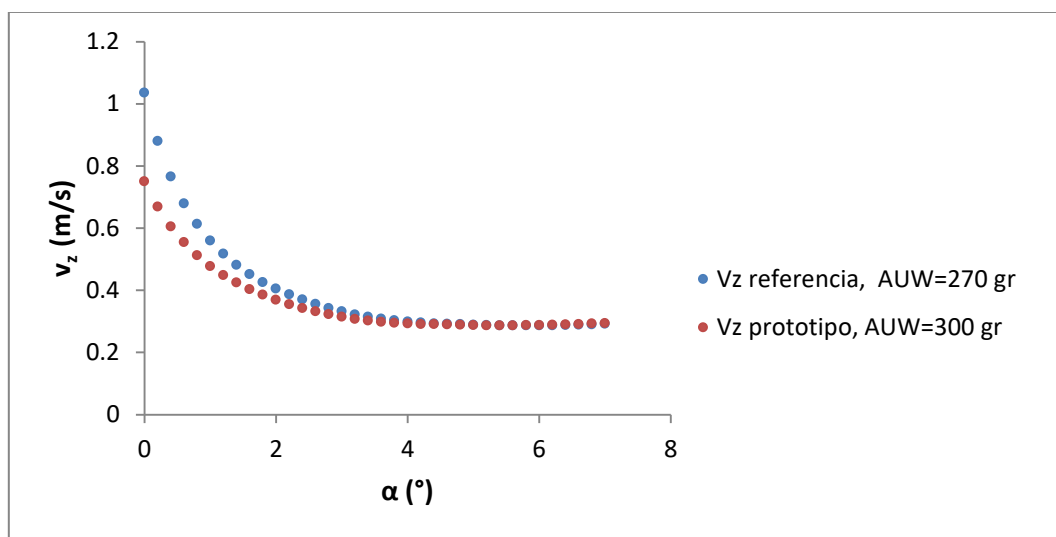


Figura 18: Comparativa de la velocidad de descenso (v_z) entre las citadas configuraciones alares

Si bien, difieren de forma más notoria a bajos ángulos de ataque, ambas cuentan con velocidades de descenso mínima (v_{zmin}) muy parecidas. De este modo para la configuración alar final del prototipo se tiene que $v_{zmin} = 0.287 \text{ (m/s)}$ y para la configuración alar de referencia $v_{zmin} = 0.286 \text{ (m/s)}$.

Por otro lado, la cuerda alar de las estaciones contiguas al encastre ha estado determinada teniendo en cuenta principalmente la ley de cuerda elíptica y realizando pequeñas modificaciones para conseguir una variación suave del coeficiente de sustentación (C_l) a lo largo de la envergadura y una distribución de sustentación cercana a la elíptica.

²⁸ Configuración alar de referencia disponible en:
<https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1568108-Zone-V2-moldie-reference-design>

Por lo que se refiere a la cuerda de las estaciones cercanas a la punta; esta se ha fijado con tal de conseguir un estrechamiento progresivo y continuo y para mantener las citadas tendencias en la distribución de sustentación y en la variación del coeficiente de sustentación.

A continuación se detalla la variación de la cuerda a lo largo de la envergadura del ala:

$c_{raíz} = 192 \text{ mm}$				
Posición y (mm)	$c_{elíptica}$ (mm)	c (mm)	Reduced Re_c (10^3)	offset (mm)
0	192	192	57	0.00
147	188	188	56	4.20
294	177	178	53	9.80
411	161	166	50	18.20
494	145	152	45	28.00
568	125	136	41	39.20
635	102	117	35	52.50
682	80	100	30	64.40
717	56	83	25	76.30
750	0	46	14	102.20

TABLA 5: Variación de la cuerda alar y offset a lo largo de la envergadura de la configuración lar final

Se puede observar que las estaciones cercanas al encastre presentan una cuerda c, bastante próxima cercana a la dictada por la ley de cuerda elíptica. Y es a partir de la quinta estación, situada en la posición $y = 494 \text{ mm}$ del encastre, que se observan diferencias más importantes, con tal de conseguir el mencionado progresivo estrechamiento.

Por otro lado, cada una de las estaciones presenta un determinado *offset* con tal de mantener la posición del eje de charnela de los flaperones a lo largo de la envergadura. Para su determinación y dado que la cuerda de los flaperones supone una fracción de $\frac{c_{flaperon}}{c} = 0.3$ sobre la cuerda alar total se ha utilizado la siguiente expresión:

$$offset(y) = 0.7 \cdot (c_{raíz} - c(y)) \quad (22)$$

A continuación se presentan las características geométricas del ala:

Superficie alar	23.433 dm ²
Alargamiento	9.55
Envergadura	1492 mm
Diedro geométrico	6 °
Estrechamiento	0.24
Cuerda media aerodinámica (MAC)	164.8 mm
Cuerda media geométrica (MAC)	157.1 mm

TABLA 6: Características geométricas del ala

Como se detalla en la anterior tabla, el ala diseñada presenta una superficie alar notoriamente mayor en comparación con la del modelo comercial puntero citado ($S=19,65 \text{ dm}^2$). Ello reduce el incremento de la velocidad de descenso que es consecuencia del mayor peso esperado del prototipo.

Por lo que respecta a la distribución de perfiles aerodinámicos a lo largo de la envergadura se tiene que:

Perfil	Posición y (mm)	$Reduced Re_c (10^3)$	$Reduced Re_c de diseño (10^3)$	Espesor máx. (% c)	Pos. espesor máx. (% c)	Curvatura máx. (% c)	Pos. curvatura máx. (% c)
AG455ct-02r	0	57	52	6.57	23.23	1.83	32.32
SI-60	147	56	60	6.43	23.23	1.61	34.34
SI-55	294	53	55	6.16	23.23	1.61	34.34
SII-50	411	50	50	5.89	22.22	1.61	34.35
SII-46	494	45	46	5.80	21.21	1.55	33.34
SII-43	568	41	43	5.70	21.21	1.49	32.33
SI-35	635	30	35	5.50	20.20	1.46	31.31
SI-30	682	25	30	5.49	20.20	1.45	31.31
SI-25-20	717	20	25-20	5.46	18.19	1.44	30.31
SI-25-20	750	14	25-20	5.61	19.20	1.44	30.31

TABLA 7: Distribución de perfiles aerodinámicos a lo largo de la envergadura

Como se ha mencionado con anterioridad, en el apartado de flaperones, con tal de mantener la integridad estructural de los mismos y facilitar su construcción (dado que no se cuenta con un máquina de mecanizado CNC para su construcción), se ha decidido modificar el borde de salida de todos los perfiles de tal forma que el espesor del borde de salida de ala se constante y de valor $e_{bs} = 0.8mm$. Dicha modificación es la responsable, entre otras cosas, de que el espesor máximo (en tanto por ciento de la cuerda) de las última estaciones no siga una tendencia del todo decreciente.

Para el análisis de las características aerodinámicas del ala, se han utilizado las rutinas basadas en la teoría de flujo potencial de Vortex Lattice Method (VLM) implementadas en XFLR5, juntamente con las rutinas (que ofrece este mismo software) para considerar la contribución del *profile drag*.

Destacar también que en el desarrollo de las distintas configuraciones alares se ha mantenido la distribución de paneles de discretización siguiente:

Distribución	Tipo de distribución	Número de divisiones
A lo largo del eje Y (envergadura)	Uniforme	64
A lo largo del eje X (cuerda)	Coseno	15

TABLA 8: Distribución de paneles a lo largo del ala

La anterior discretización ofrece un buen equilibrio entre tiempo de computación y error cometido, atendiendo a las limitaciones del programa utilizado XFLR5 y deja cierto margen para la posterior incorporación de los paneles procedentes del estabilizador horizontal.

A continuación se muestran las principales características aerodinámicas de la configuración alar final:

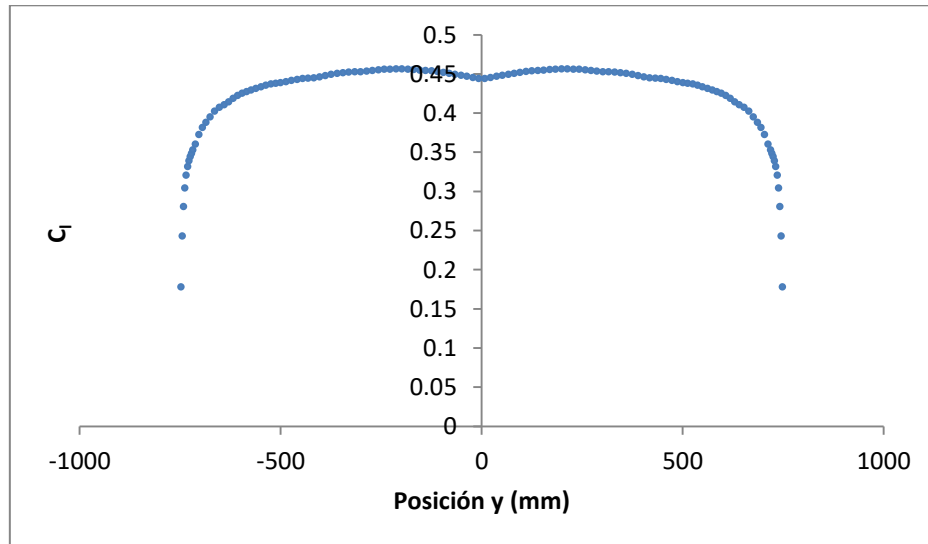


Figura 19: Variación del coeficiente de sustentación en régimen de $E_{M\acute{A}X}=22.287$ ($\alpha=3.4^\circ$; $v=6.81$ m/s)

En la anterior figura se puede apreciar que la evolución del coeficiente de sustentación es suave, destacar aquí que el pequeño descenso local en el encastre es debido a la introducción del perfil AG455ct-02r (ajeno a la familia de perfiles presente en el resto del ala) impuesto por el mencionado asiento alar del fuselaje.

Por otro lado mencionar que el coeficiente de sustentación se mantiene prácticamente uniforme en la mayor parte de la envergadura a excepción de las puntas donde la distribución de cuerda difiere más de aquella dictada por la ley de cuerda elíptica.

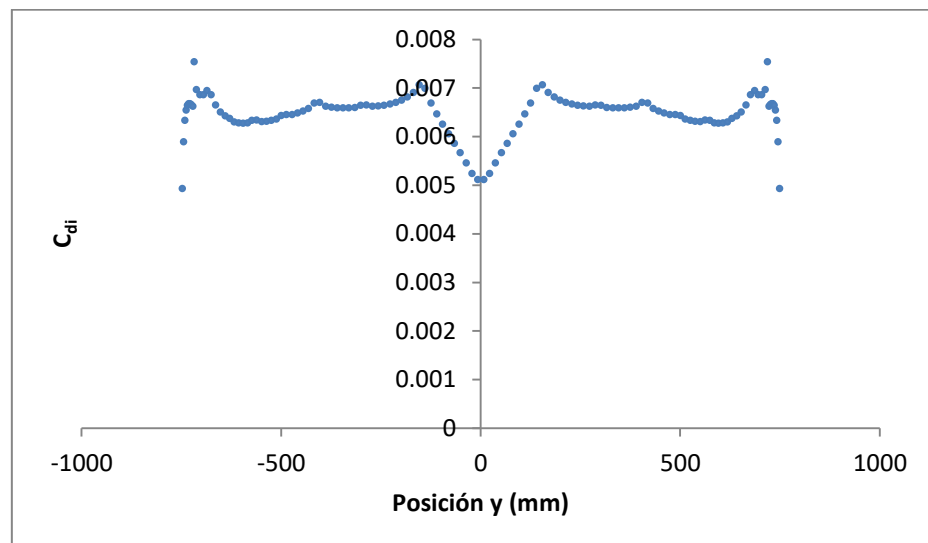


Figura 20: Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica inducida (C_{di}), en régimen de $E_{M\acute{A}X}=22.287$ ($\alpha=3.4^\circ$; $v=6.81$ m/s)

Por lo que a la variación del coeficiente de resistencia aerodinámica inducida se refiere, se puede apreciar una tendencia parecida a la del coeficiente de sustentación, pero esta vez la discontinuidad introducida por el mencionado perfil AG455ct-02r en la zona del encastre es más acusada. Una variación más suave del mismo se produce cuando todos los perfiles forman parte de la misma familia de perfiles como se pudo ver en la Figura 11.

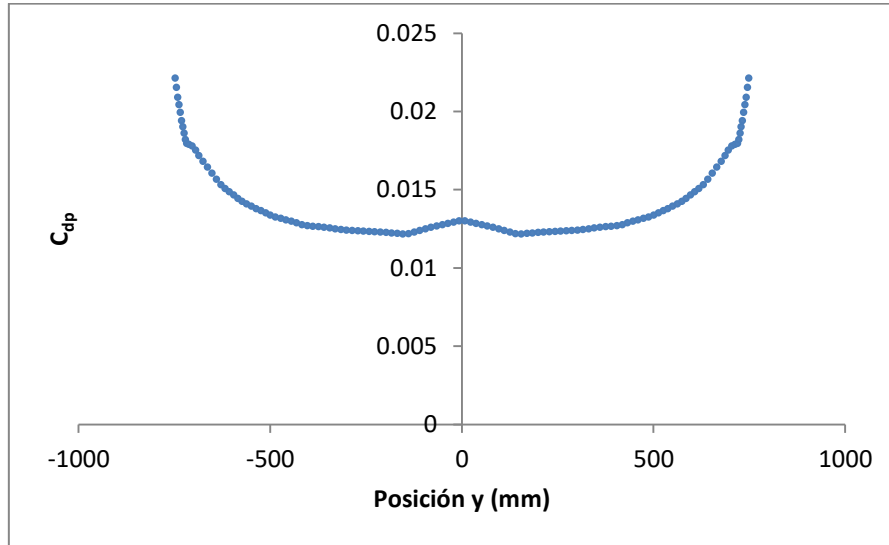


Figura 21: Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica correspondiente al *profile drag* (C_{dp}), en régimen de $E_{MAX}=22.287$ ($\alpha=3.4^\circ$; $v=6.81$ m/s)

De igual forma, la variación del coeficiente de resistencia aerodinámica correspondiente al *profile drag* también muestra una discontinuidad en la zona del encastre introducida también por el perfil AG455ct-02r. Además, también se puede apreciar una discontinuidad en la zona cercana a las puntas introducida por la mencionada modificación del borde de salida de los perfiles, que presenta una mayor influencia sobre aquellos de menor cuerda.

Una variación más suave del mismo se produce cuando todos los perfiles forman parte de la misma familia de perfiles y cuando no se modifica el espesor del borde de salida, como se puede ver en la Figura 12.

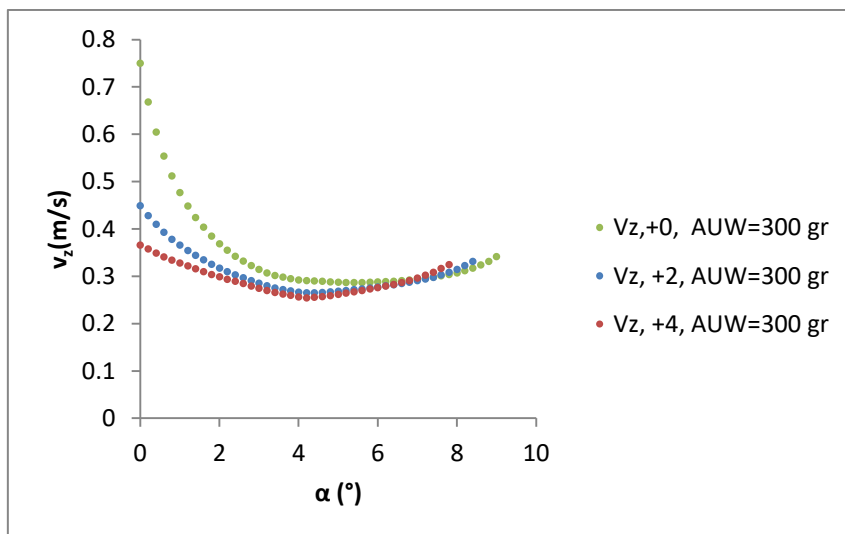


Figura 22: Variación de v_z con la deflexión de flaperones

En la figura anterior, se puede apreciar que la velocidad de descenso disminuye, de forma general, con la deflexión de los flaperones. Si bien esta disminución es apreciable entre las deflexiones de $2^\circ > \delta_f > 0^\circ$; es menos acusada entre las deflexiones de $4^\circ > \delta_f > 2^\circ$. Por lo que seguir aumentando dicha deflexión no supondrá cambios muy significativos.

A continuación se detallan los valores mínimos de la velocidad de descenso con las distintas configuraciones de flaperon presentadas:

Deflexión de flaperon, δ_f ($^\circ$)	$v_{z\min}$ (m/s)	$\alpha_{vz\min}$ ($^\circ$)
0	0.287	5.4
+2	0.265	4.2
+4	0.254	4.2

TABLA 9: Velocidad de descenso mínima ($v_{z\min}$) para distintas deflexiones de flaperon

Por lo que se refiere a la eficiencia aerodinámica del ala, E (C_L/C_D), con una deflexión de flaperon nula, se obtiene el siguiente gráfico:

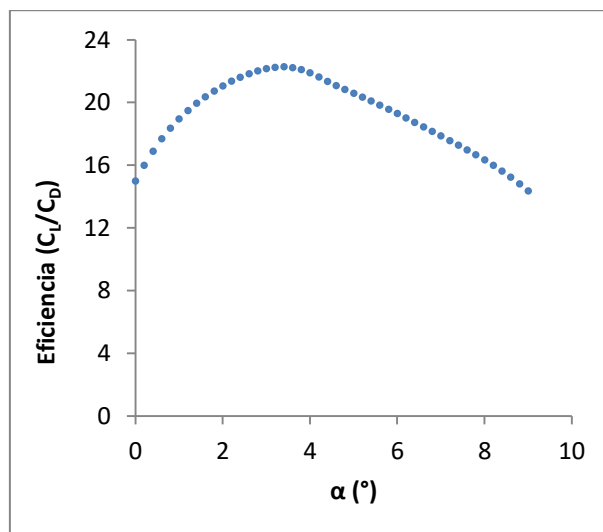


Figura 23: Eficiencia aerodinámica del ala (C_L/C_D)

En la anterior figura, se puede apreciar que el rango de ángulos de ataque que ofrecen una buena eficiencia aerodinámica es amplio. Destacar también su valor máximo de $E_{MAX} = 22.287$ que se alcanza a un ángulo de ataque de $\alpha = 3.4^\circ$ y una velocidad aerodinámica de $v = 6.81$ m/s.

Finalmente también se ha analizado la posición del centro aerodinámico del ala, dato que será de utilidad en el posterior capítulo de estabilidad longitudinal y lateral direccional.

Para ello, se ha variado de forma progresiva la posición longitudinal del centro de gravedad hasta obtener un coeficiente de momento de cabeceo constante.

Con esto se ha obtenido una posición del centro aerodinámico del ala con respecto al borde de ataque de $x_{acala} = 65$ mm.

ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL CON MANDOS FIJOS

Por lo que hace a la estabilidad estática longitudinal primero se ha analizado el volumen de cola horizontal de distintos aeromodelos. Hay que destacar que dicho volumen se define como:

$$V_h = \frac{S_h \cdot L_h}{S_w \cdot c} \quad (23)$$

Donde S_h hace referencia a la superficie de la cola horizontal, L_h a la distancia entre el centro aerodinámico del ala y del empenaje horizontal, S_w a la superficie alar y c a la cuerda media aerodinámica del ala.

A continuación se presenta el volumen de cola horizontal de modelos semejantes:

Modelo	V_h
Blaster 3	0.42
Blaster 3.5	0.376
SuperGee II	0.43

TABLA 10: Volumen de cola (V_h) de modelos semejantes

Este volumen de cola (V_h) permite tener un primer orden de magnitud para las distintas variables involucradas.

Además también se han modelado²⁹ el conjunto alas-cola horizontal del modelo SuperGee II y del modelo adquirido Blaster 3.5. Con el objetivo de conocer sus respectivos valores del índice de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos, Cm_α ³⁰. El cual tiene una gran influencia en la estabilidad longitudinal del avión.

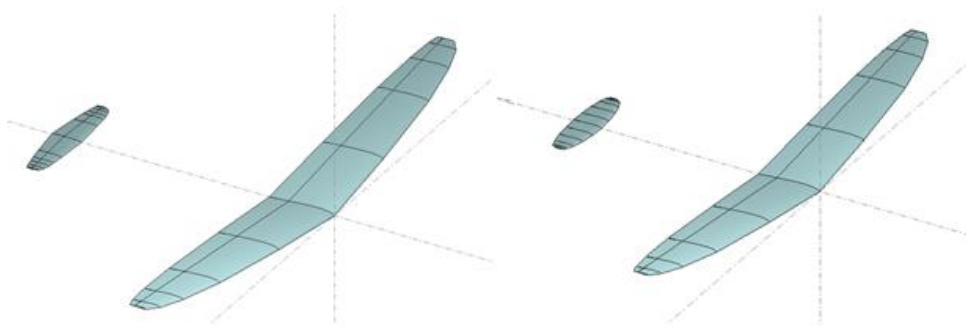


Figura 24: Modelado del *SuperGee II* (izquierda) y del *Blaster 3.5* (derecha)

La determinación del citado índice Cm_α se ha realizado mediante el uso de las rutinas basadas en la teoría de flujo potencial de Vortex Lattice Method (VLM) implementadas en XFLR5.

²⁹ Para el citado modelado se han utilizado los datos facilitados por los fabricantes

³⁰ Extraído de: **Gómez Tierno, Miguel Ángel, Pérez Cortés, Manuel and Puentes Marquez, César. Mecánica del vuelo.** Madrid : Garceta, 2012, p. 211.

Para el Blaster 3.5³¹ con una masa $m = 265$ gr y el centro de gravedad situado en $x_{CG} = 70$ mm. Se ha obtenido la siguiente evolución del coeficiente de cabeceo (C_m) con el ángulo de ataque (α).

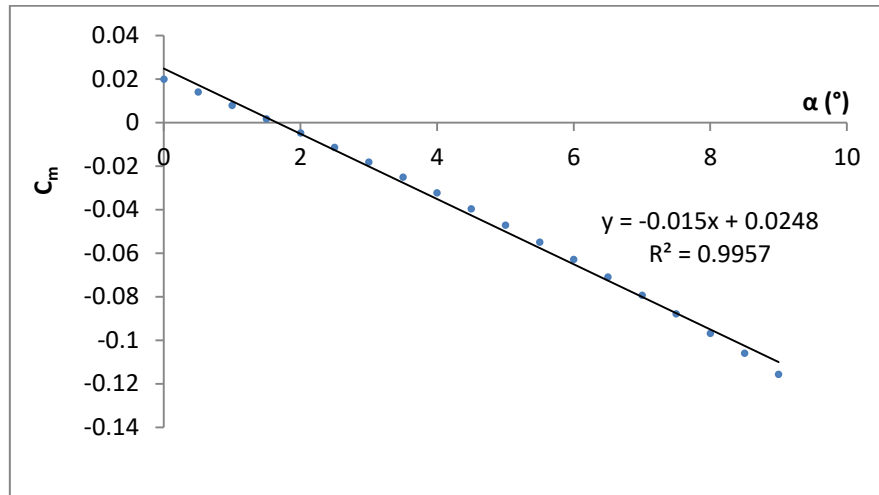


Figura 25: Curva C_m - α para el modelo *Blaster 3.5*

Una vez obtenidos los puntos del análisis del momento de cabeceo para distintos ángulos de ataque, se ha ajustado una recta para conocer su pendiente, que coincide con el valor de C_{m_α} . Para el caso particular de este modelo se ha obtenido un valor negativo (y por tanto estable) de $C_{m_\alpha} = -0.015$.

Se ha procedido de igual forma con el SuperGee II utilizando una masa de $m = 231$ gr y una posición del centro de gravedad de $x_{CG} = 74$ mm.³²

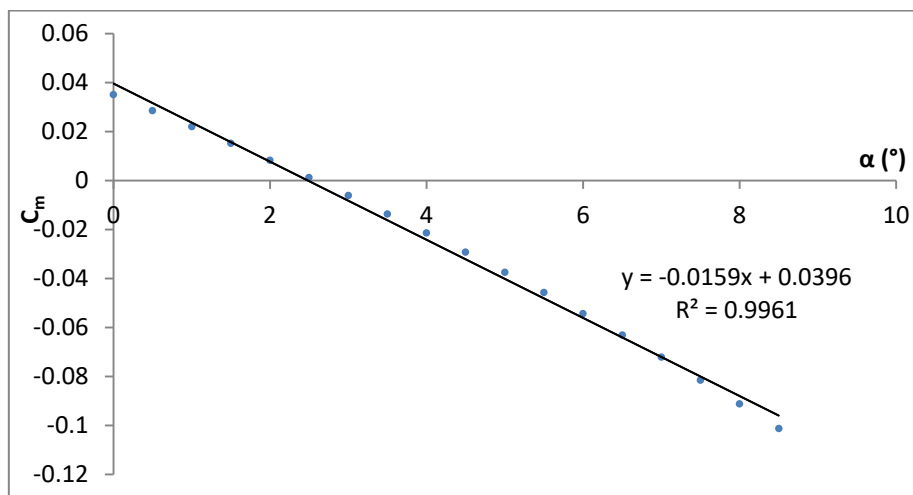


Figura 26: Curva C_m - α para el modelo *SuperGee II*

³¹ Parámetros utilizados en los ensayos en vuelo del *Blaster 3.5*

³² Datos extraídos de: http://www.charlesriverrc.org/articles/supergee/SG2/sg2_fusepod.pdf

En el caso de este otro modelo se ha obtenido un valor parecido de $C_{m_\alpha} = -0.016$.

Es por esto que durante el dimensionado del empenaje horizontal y su colocación a lo largo del eje longitudinal del avión, se ha tomado como referencia un valor de:

$$C_{m_{\alpha ref}} = -0.015 \quad (24)$$

Más adelante, tomando una distancia $L_h = 643 \text{ mm}$, basada en la anterior estimación del centro aerodinámico del ala y suponiendo que el centro aerodinámico del empenaje horizontal se encuentra en:

$$x_{actail} = c_r/4 \quad (25)$$

Donde c_r se corresponde con la cuerda de la raíz del empenaje horizontal.

Se ha estimado una $S_h = 2.5 \text{ dm}^2$, dato que con los anteriores valores da lugar a un $V_h = 0.416$.

Por lo que se refiere a la forma en planta del empenaje horizontal del prototipo, se ha tomado como referencia el presente en el modelo *Flitz 2*. Que se muestra a continuación:

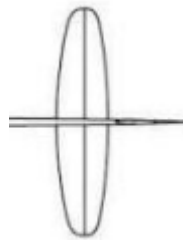


Figura 27: Detalle de la cola horizontal del *Flitz 2*

Con todo esto, se ha propuesto la siguiente forma en planta:

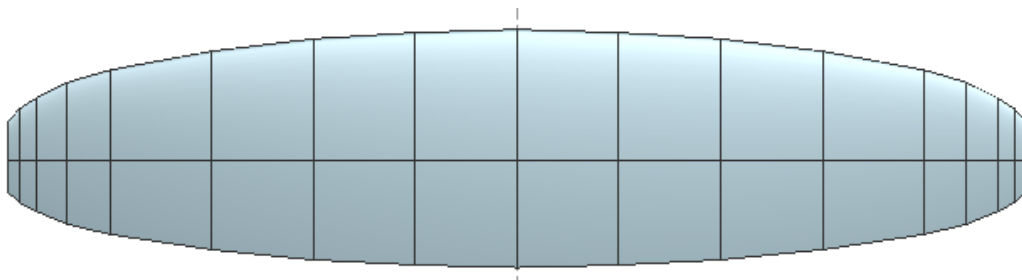


Figura 28: Forma en planta del empenaje horizontal

Que cuenta con las siguientes características geométricas:

Superficie	2.5 dm ²
Alargamiento	5.19
Envergadura	360 mm
Estrechamiento	0.3
Cuerda media aerodinámica (MAC)	72.24 mm
Cuerda media geométrica (MAC)	69.31 mm

TABLA 11: Características geométricas del empenaje horizontal

Además, en el dimensionado del timón horizontal, se ha optado por utilizar una fracción de $\frac{c_{timónh}}{c_{empenaje}} = 0.45$, basada también en el citado modelo *Flitz 2*.

A continuación se muestra la distribución de cuerda del empenaje horizontal propuesta:

Posición y (mm)	Cuerda (mm)	Offset
0	84	0
36	82	1.1
72	78	3.3
108	70	7.7
144	58	14.3
159	50	18.7
170	40	24.2
176	33	28.05
180	25	32.45

TABLA 12: Distribución de cuerda del empenaje horizontal

El offset de la anterior tabla es el encargado de mantener la posición del eje de charnela del timón de profundidad a lo largo de la envergadura del empenaje. Este offset responde a la siguiente ecuación:

$$offset(y) = 0.55 \cdot (c_{raíz} - c(y)) \quad (26)$$

Con todo esto y asumiendo una incidencia del empenaje horizontal de $i_t \approx -2^\circ$, se ha obtenido la siguiente evolución del coeficiente de momento con el ángulo de ataque:

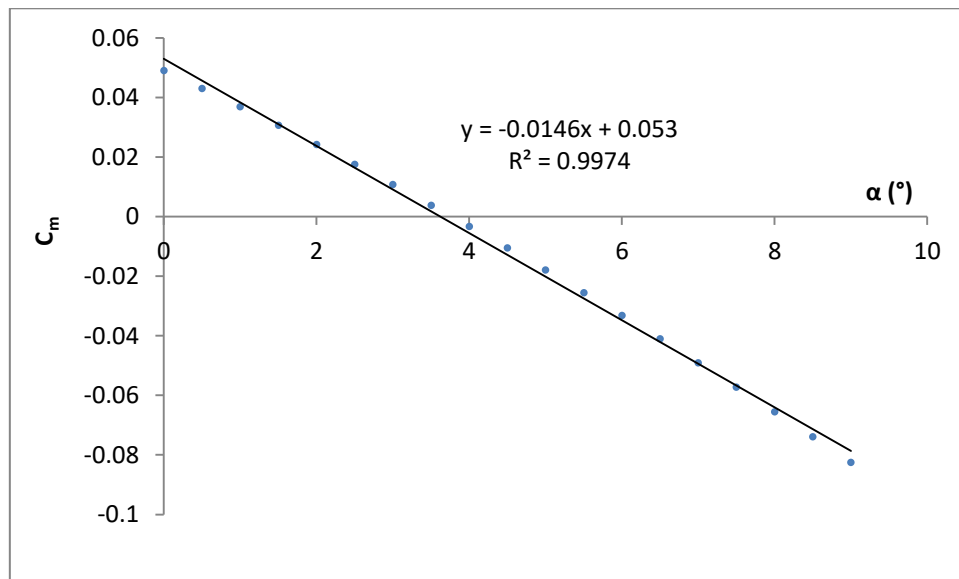


Figura 29: Curva C_m - α para el prototipo desarrollado

En la anterior figura se puede observar que el prototipo cuenta con un índice de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos, $C_{m_\alpha} = -0.0146$, muy cercano al definido como referencia.

Por otro lado la incidencia $i_t \approx -2^\circ$ permite conseguir una condición de vuelo equilibrado ($C_m = 0$) para un ángulo de ataque $\alpha = 3.8^\circ$ muy cercano al de eficiencia aerodinámica máxima ($\alpha_{Emax} = 3.4^\circ$), por lo que el *trim drag*, o en otras palabras, la resistencia

aerodinámica resultante de la deflexión del timón de profundidad para conseguir la condición de equilibrio ($C_m = 0$) debería ser baja.

ESTABILIDAD LATERAL-DIRECCIONAL

Para el primer dimensionado del empenaje vertical es también usual la utilización del volumen de cola vertical V_v , que se define como:

$$V_v = \frac{S_v \cdot L_v}{S_w \cdot b} \quad (27)$$

Donde S_v hace referencia a la superficie de la cola vertical, L_v a la distancia entre el centro aerodinámico del ala y del empenaje vertical, S_w a la superficie alar y b a la envergadura.

A continuación se presenta el volumen de cola vertical de modelos semejantes:

Modelo	V_v
Blaster 3	0.047
Blaster 3.5	0.044
SuperGee II	0.041

TABLA 13: Volumen de cola (V_v) de modelos semejantes

Hay que destacar que si bien nos da un orden de magnitud de las distintas variables involucradas, confiar la estabilidad lateral-direccional del avión en este coeficiente no es lo más recomendable.

Por ejemplo, da la misma importancia a la superficie de la cola vertical que a la distancia entre el centro aerodinámico de la misma y el centro aerodinámico del ala. Cuando la segunda tiene un efecto considerablemente más importante. O no tiene en cuenta parámetros de gran relevancia (por lo que a estabilidad lateral-direccional se refiere) como es el caso de la propia inercia del avión.

No obstante, tratar el problema desde las ecuaciones de gobierno que dictan la estabilidad lateral-direccional del avión requiere del conocimiento de las derivadas de control, lo que dificulta abordar el problema de este modo.

Es en este aspecto, donde el volumen de cola alternativo (V_v') propuesto por Mark Drela es de gran utilidad.³³ Este último se define como:

$$V_v' = \frac{S_v \cdot L_v^2 \cdot m}{S_w \cdot I_{zz}} \quad (28)$$

Donde m hace referencia a la masa del modelo y I_{zz} al momento de inercia del avión respecto del eje z cuerpo que pasa por el centro de gravedad del modelo.

Se puede apreciar que este otro coeficiente adimensional, tiene en cuenta (entre otros aspectos) la mayor importancia de la distancia entre centros aerodinámicos del ala y la cola vertical y la propia inercia del modelo.

³³ Extraído de: <https://www.rcsoaringdigest.com/pdfs/RCSD-2004/RCSD-2004-08.pdf>

De este modo un modelo con menor momento de inercia I_{zz} podrá contar con una cola vertical de menor superficie. Lo mismo ocurre si este empenaje vertical se coloca en una posición más atrasada.

Finalmente, hay que destacar que la adición de lastre en el modelo, siempre y cuando se sitúe cercano al CG, no debería afectar negativamente a su estabilidad lateral-direccional.

Atendiendo a los datos³⁴ del modelo *SuperGee II*, se puede obtener el valor de dicho coeficiente de volumen de cola alternativo:

S_v	0.0174 m ²
L_v	0.765 m
m	0.231 kg
S_w	0.2168 m ²
I_{zz}	0.02784 kg·m ²

TABLA 14: Datos relativos al modelo SuperGee II

Con esto se obtiene un V_v' de:

$$V_v' = \frac{0.0174 \cdot 0.765^2 \cdot 0.231}{0.21677 \cdot 0.0278} = 0.39 \quad (29)$$

Para continuar avanzando con el diseño del empenaje vertical es necesaria la determinación del momento de inercia I_{zz} del prototipo. Para ello, se ha utilizado el mismo programa XFLR5. Este aproxima los momentos de inercia de las alas y empenajes como si de sólidos de masa uniformemente distribuida se tratase. A estos momentos de inercia de las alas y empenajes se les suma la contribución de la masa de los otros componentes (fuselaje, servos...).

A continuación se exponen los detalles másicos del prototipo una vez construido:

Componente	Masa (gr)	x_{CG}^{35} (mm)
Alas	182	82
Empenaje horizontal	11	724
Empenaje vertical	9	820
Pod	35	-5
Boom	20	473
Batería+Altímetro+Receptor+Interruptor	42	-195
Soporte estabilizador horizontal	1	715
Reenvíos alerones	7	20
Lastre CG	8.5	-240
Servos timones	16	-102
Servos flaperones	16	-135
Bancada servos	2.5	-120

TABLA 15: Detalles másicos del prototipo una vez construido

³⁴ Datos extraídos de: <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?385968-SuperGee-II-continued-%28thread-3%29/page53>

³⁵ Posición del centro de gravedad de los distintos componentes medida respecto el borde de ataque de la raíz alar

m_{final}	350 gr
$X_{CG \text{ final}}$	74.48 mm
I_{zz}	0.04138 kg·m ²

TABLA 16: Masa, CG y I_{zz} del prototipo construido

Una vez determinado el momento de inercia (I_{zz}) del prototipo y conociendo su masa final (m_{final}), se ha tomado una $L_v = 737 \text{ mm}$, asumiendo la misma hipótesis de que el centro aerodinámico del empenaje vertical se encuentra en:

$$x_{actail} = c_r/4$$

Donde c_r se corresponde con la cuerda de la raíz del empenaje vertical.

Posteriormente se ha estimado una $S_v = 2 \text{ dm}^2$. Con estos datos se obtiene un V'_v de:

$$V'_v = \frac{0.02 \cdot 0.737^2 \cdot 0.350}{0.23433 \cdot 0.04138} = 0.392 \quad (30)$$

Dicho valor se acerca considerablemente al del modelo SuperGee II citado ($V'_v = 0.39$).

Por lo que se refiere a la forma en planta del empenaje vertical del prototipo, se ha tomado como referencia el presente en el modelo *Flitz 2*, que se muestra a continuación:



Figura 30: Detalle de la cola horizontal del *Flitz 2*

Con todo esto, se ha propuesto la siguiente forma en planta:

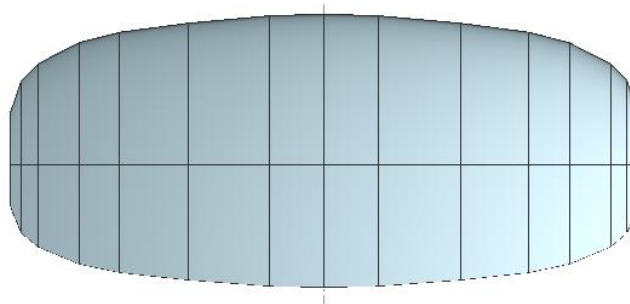


Figura 31: Forma en planta del empenaje vertical del prototipo

Que cuenta con las siguientes características geométricas:

Superficie	2 dm ²
Alargamiento	2.62
Envergadura	230 mm
Estrechamiento	0.35
Cuerda media aerodinámica (MAC)	87.73 mm
Cuerda media geométrica (MAC)	89.73 mm

TABLA 17: Características geométricas del empenaje vertical

Además, en el dimensionado del timón horizontal, se ha optado por utilizar una fracción de $\frac{c_{timónv}}{c_{empenaje}} = 0.45$, basada también en el citado modelo *Flitz 2*.

A continuación se muestra la distribución de cuerda del empenaje vertical propuesta:

Posición y (mm)	Cuerda (mm)	Offset
0	100	0
20	99	0.55
50	94	3.30
75	88	6.60
90	81	10.45
105	67	18.15
111	56	24.20
115	35	35.75

TABLA 18: Distribución de cuerda del empenaje vertical

El offset de la anterior tabla es el encargado de mantener la posición del eje de charnela del timón de dirección a lo largo de la envergadura del empenaje. Este offset responde a la misma ecuación 26.

Finalmente, con tal de simplificar la construcción de ambos empenajes, su fabricación se basará en el uso de un listón de madera de balsa de 5mm de espesor con sus respectivos bordes de ataque y salida redondeados.

2.2.2 PROTOTIPADO

A continuación se explican brevemente las técnicas de construcción más avanzadas, utilizadas por los modelos comerciales más punteros y las técnicas de construcción de aeromodelismo tradicional utilizadas en durante el prototipado del modelo realizado. Además de proceso de prototipado del modelo realizado.

TÉCNICAS DE CONSTRUCCIÓN AVANZADAS

Las técnicas de construcción de los modelos comerciales, dieron un vuelco con la introducción del corte por control numérico (CNC) en esta disciplina. Este permite obtener piezas con unas tolerancias dimensionales muy ajustadas.

La estructura principal de las alas y de los empenajes consta de un núcleo mecanizado de espuma *Rohacell* (basada en *Polymethacrylimide*, PMI). Y dos capas una inferior y otra superior de tejido de fibra de carbono de baja densidad superficial, con un patrón entrecruzado de $\pm 45^\circ$ (para conseguir un peso muy reducido). El tejido (de fibra de carbono) comercial más utilizado es el *TeXtreme* en la mayoría de fabricantes y el en el caso particular de *Vladimir Models*, se utiliza *Carboline*. Además las alas se suelen reforzar mediante un larguero principal de fibra de carbono compuesto por *shear webs* y dos *spar caps* en sus extremos.

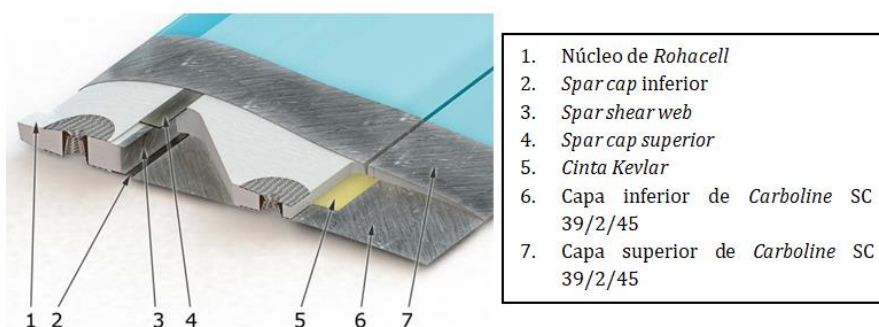


Figura 32: Detalle de la estructura alar del modelo *Snipe* de *Vladimir Models*³⁶

Tanto las alas como los empenajes se fabrican mediante moldes mecanizados en aluminio y posteriormente pulidos a espejo con tal de obtener un acabado superficial óptimo. Estos permiten someter a las piezas a elevadas condiciones de temperatura y presión durante el curado de la resina epoxi utilizada en la adhesión del tejido de fibra de carbono al núcleo de *Rohacell*.

³⁶ Imagen extraída de: <http://f3j.in.ua/snipe.html?#tab7>



Figura 33: Detalle del acabado espejo del molde de las alas (izquierda) y detalle del mismo una vez ensamblado (derecha) del fabricante español *Technoepoxy* para el modelo *Vice*³⁷



Figura 34: Detalle de los núcleos de *Rohacell* una vez mecanizados (izquierda) y detalle de los moldes de los empenajes (derecha) del fabricante español *Technoepoxy* para el modelo *Vice*³⁸

TÉCNICAS DE CONSTRUCCIÓN TRADICIONALES

Una vez analizadas las técnicas de construcción más avanzada, y a la vista de que requieren, no solo de un fuerte desembolso económico, sino también de una maquinaria de la que no se dispone; se ha recurrido al uso de las técnicas de construcción de aeromodelismo tradicionales, por lo que a la construcción de las alas y empenajes se refiere.

Estas técnicas están basadas en el uso de la madera, concretamente la madera de balsa por su gran ligereza y fácil maquinabilidad y del contrachapado. Además las estructuras resultantes son enteladas con un ligero recubrimiento plástico termoadhesivo, conocido popularmente por su nombre comercial *Oracover*.

Es quizá en este apartado donde el modelo *Evolution Wood* es de más utilidad y es que la selección de los materiales y otros aspectos como por ejemplo, el número de costillas alares utilizado o la separación entre las mismas se toma de este modelo.

Hay que destacar que si bien no se va a utilizar maquinaria CNC (para obtener un modelo 3D), sí se va a recurrir al corte láser 2D que, no obstante, no excluye la necesidad de

³⁷ Imagen extraída de: <http://henryf3f.com/IPS/index.php?/topic/3775-vice-exprimiendo-la-tecnica-un-poco-mas/>

³⁸ Imagen extraída del enlace anterior

posteriores procesos de lijado para acabar de ceñirse a las cotas impuestas por el diseño CAD.

A continuación se adjunta una imagen del mencionado *Evolution Wood*.



Figura 35: Detalle del modelo *Evolution Wood* construido mediante técnicas tradicionales³⁹

PROTOTIPADO

A continuación se detallan las distintas partes del prototipado realizado para obtener un modelo real a partir del diseño aerodinámico previamente realizado.

Fuselaje

Por lo que al fuselaje se refiere, se ha decidido adquirir uno ya fabricado. Y es que es suplir las elevadas exigencias de ligereza y rigidez de estos aeromodelos con materiales que no sean compuestos (Kevlar, fibra de carbono, fibra de vidrio) es complicado. Por otro lado, trabajar estos materiales requiere de la fabricación de moldes y de experiencia y conocimientos previos para obtener buenos resultados.

Después de analizar las distintas opciones se decidió decantarse por el fuselaje del modelo *Longshot 4* del fabricante *Horejsi*, por ser este el que condicionaba en menor medida el diseño y por contar con un precio de venta relativamente bajo.

Este fuselaje se compone de una cápsula (en inglés, *pod*) en su parte anterior y de una botavara (en inglés, *boom*) en su parte posterior. En esta cápsula se alberga la electrónica (servomotores, receptor, batería y altímetro) y cuenta con un asiento para las alas, que se adapta al perfil de la raíz alar y al diedro geométrico presente en ala.

³⁹ Imagen extraída de:
<https://www.rcgroups.com/forums/thumbgallery.php?t=2337864&do=threadgallery&type=all&group=none&starter=no&page=2>



Figura 36: Detalle del *pod* y de la cabina (izquierda) y del *boom* (derecha)⁴⁰

Por lo que se refiere al *pod*, está fabricado en Kevlar y reforzado longitudinalmente por dos tiras de fibra de carbono y cuenta con una masa de $m_{pod} = 32.2 \text{ gr}$. Por otro lado, la cabina está fabricada en fibra de carbono y cuenta con una masa de $m_{cabina} = 2.7 \text{ gr}$.

El asiento alar del *pod* tiene una longitud $l = 155 \text{ mm}$ y está pensado para el perfil AG455ct-02r y para unas alas de un diedro geométrico de $\Gamma = 6^\circ$.

Por lo que se refiere al boom, está fabricado en una mezcla de fibra de carbono y fibra de vidrio, cuenta con una longitud $l = 700 \text{ mm}$, una masa de $m_{boom} = 20 \text{ gr}$ y presenta estrechamiento. De este modo, tiene un diámetro $\varnothing = 22 \text{ mm}$ en el extremo de unión con el *pod* y un diámetro de $\varnothing = 12 \text{ mm}$ en la zona de anclaje de los empenajes.

Hay que destacar que su generosa longitud y el no incorporar las ranuras y soportes de anclaje para los empenajes ya de fábrica, condiciona en menor medida el diseño del prototipo en comparación con otros fuselajes de un nivel de acabado mayor.

Alas

A continuación se detallan el proceso de prototipado de los distintos componentes alares.

- Costillas

El modelado de las alas ha empezado con la obtención de las distintas costillas, que se detalla a continuación.

Primero se ha realizado un modelo del ala sólida (mediante *Solidworks*) siguiendo las directrices del previo diseño aerodinámico. A continuación, se han realizado una serie de cortes transversales, a las distancias que más adelante se especifican, para obtener la sección de las distintas costillas.

Haciendo referencia al modelo *Evolution Wood*, cada una de las semialas se compondrá de un total de 17 costillas de madera de balsa de un espesor $e = 1.5 \text{ mm}$.

⁴⁰ Imágenes extraídas de:

https://www.topmodelcz.cz/index.php?&desktop=eshop&action=zbozi_detail&id=17913

La separación entre el plano medio de las distintas costillas se rige de la siguiente forma:

Número de costilla	Separación entre sus planos medios (mm)
1-2	Contiguas
2-3	48.5
3-4 (ídem hasta la 16)	51
16-17	30.25

TABLA 19: Separación entre costillas

Una vez obtenidas las distintas costillas, se realiza un corte a una distancia $d_1 = 6 \text{ mm}$ de su borde de ataque para dar cabida a los 4 listones de balsa de 1.5 mm espesor que conformaran dicho borde ataque. Se realiza otro corte a una distancia $d_2 = (0.7c - 5) \text{ mm}$ para dar cabida a los flaperones y al larguero posterior (*Rear Spar, RS*). Además, para dar cabida a la piel estructural del intradós y extradós se ha realizado una equidistancia de la costilla (hacia dentro) a una distancia $d_3 = 0.4 \text{ mm}$, valor que coincide con su espesor.

Hay que destacar también la ranura de 2.5 mm de espesor que se realiza en las costillas 1 y 2 a una distancia $d_4 = 44.6 \text{ mm}$ del borde de ataque (posición coincidente con el máximo espesor del perfil) para dar cabida a la bayoneta de unión de las dos semialas.

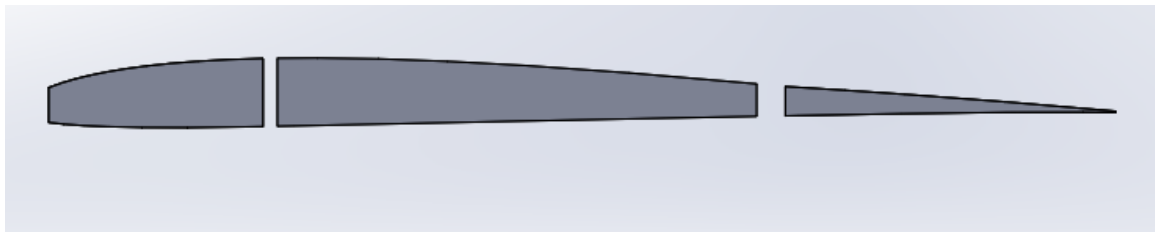


Figura 37: Detalle de la costilla 1

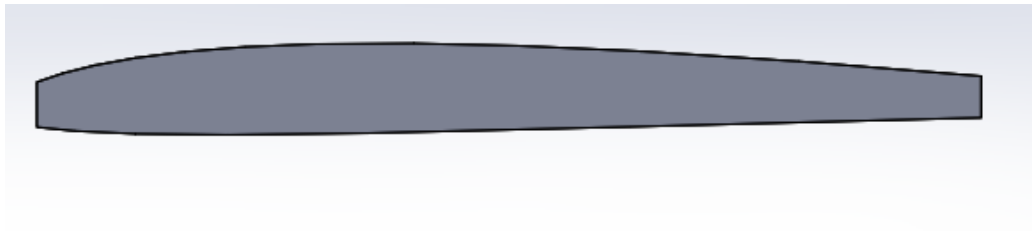


Figura 38: Detalle de la costilla 3

En la anterior Figura 37 se pueden apreciar los cortes y ranuras mencionados; resaltar también que el flaperon no comienza hasta la costilla 3 por lo que en las costillas 1 y 2 se mantiene la parte trasera del perfil.

- Borde de ataque

Para la creación de un borde de ataque continuo y que se aproximara lo más posible al dictado por los perfiles aerodinámicos sin tener que recurrir a mecanizados CNC, se han tomado mediciones de la altura de la costilla en cada una de las 17 costillas a distancias de 6, 4.5, 3 y 1.5 mm del borde de ataque. Con esto se han conformado los cuatro listones de borde de ataque (Leading Edge, LE) LE1, LE2, LE3 y LE4. Para su fabricación se utilizará

madera de balsa de un espesor $e = 1.5 \text{ mm}$. Además estos serán posteriormente lijados en la fase de construcción para adaptarse al decreciente espesor del perfil.

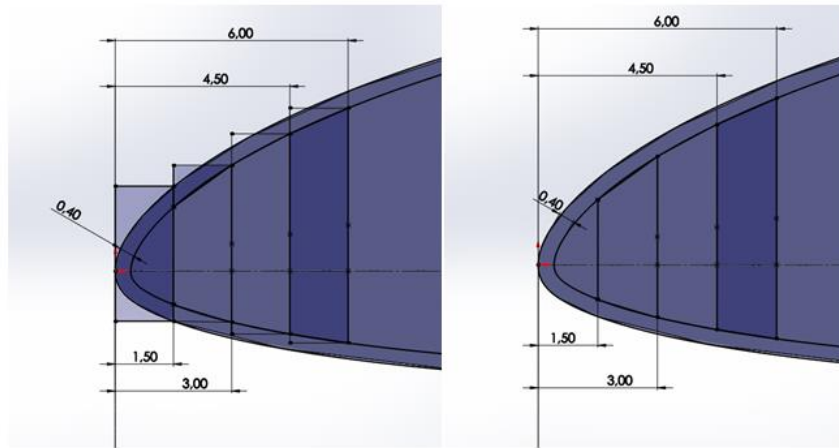


Figura 39: Detalle de los listones LE1, LE2, LE3 y LE4 antes (izquierda) y después (derecha) de ser lijados

- Larguero posterior (RS)

De forma parecida a los listones de borde de ataque, se ha tomado una medición de la altura de las distintas costillas a una distancia $d(y) = (0.7c(y) - 5) \text{ mm}$ del borde de ataque, con la que se conformado el larguero posterior (RS). Este se fabricará con madera de balsa de un espesor $e = 5 \text{ mm}$. Además deberá ser lijado en la posterior fase de construcción para adaptarse al decreciente espesor del perfil. Para facilitar dicha tarea, se ha medido la cota objetivo, en este caso la altura trasera del larguero posterior (RS) con la que se ha modelado el listón RS_{ref} . Este último se fabricará con madera de balsa de un espesor $e = 1.5 \text{ mm}$.



Figura 40: Detalle del listón RS_{ref}

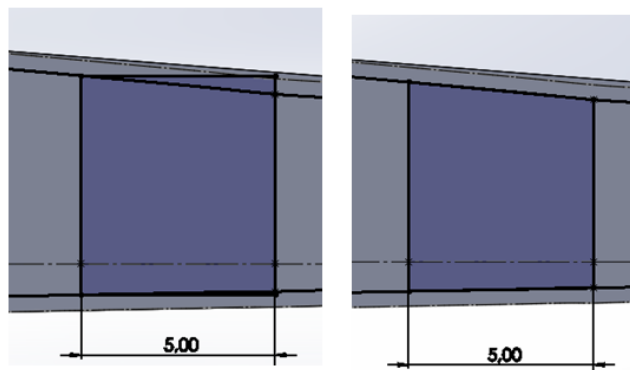


Figura 41: Detalle del larguero posterior (RS) antes (izquierda) y después (derecha) de ser lijados

- Shear webs

El larguero principal del ala está conformado únicamente por un elemento central, que son los shear webs; estos son los encargados de soportar los esfuerzos cortantes. Es más, este larguero no presenta *spar caps*, a diferencia de otras configuraciones estructurales citadas en este mismo trabajo.

Es aquí donde entra el importante papel de la piel estructural del extradós y del intradós, está hará a su vez de *spar caps* y será la encargada de soportar los esfuerzos de flexión.

Los shear webs se han distribuido a una distancia constante del borde de ataque de $d(y) = 0.2323 \cdot c(y)$ coincidiendo con la posición de máximo espesor de los perfiles aerodinámicos cercanos al encastre.

El material para su fabricación es madera de balsa de 1.5 mm de espesor, con las vetas orientadas hacia arriba, incrementando así su rigidez ante los esfuerzos cortantes.

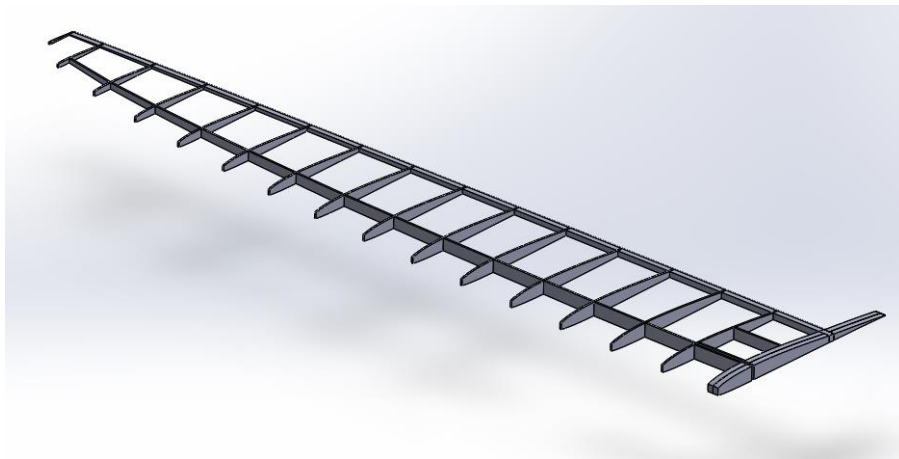


Figura 42: Detalle del conjunto: costillas, shear webs y larguero posterior RS

Con la anterior figura, hay que destacar que entre las costillas 2 y 3, hay 3 shear webs dos encargados de abrazar la bayoneta de unión de las semialas y un tercero algo más atrasado (a una distancia $d=86.4$ mm del borde de ataque) encargado de aumentar la rigidez de la zona del encastre, ante los esfuerzo de torsión que se producen durante el lanzamiento.

También hay que hacer mención a que la ausencia de shear web entre las costillas 16 y 17 se justifica con la necesidad de instalar un refuerzo para la posterior colocación del peg (los detalles de dicho refuerzo se encuentran explicados en el apartado de construcción).

- Piel estructural

Como se ha mencionado, la piel tiene un papel estructural fundamental, es por esto que el modelo *Evolution Wood*, no utiliza madera de balsa para su construcción. En su lugar utiliza láminas de contrachapado de 0.4 mm de espesor que ofrecen una rigidez muy

superior. Para el prototipo desarrollado también se ha utilizado el citado material, concretamente, contrachapado de Abedul finlandés de 0,4 mm de espesor⁴¹.

Para su modelado, se han tomado mediciones de los perímetros inferior y superior de las 17 costillas. Además se han realizado agujeros de aligeramiento dejando siempre margen en las uniones con otros elementos estructurales (costillas, shear webs y larguero posterior) con tal de asegurar la integridad del conjunto.

Además se ha realizado el dibujo en las pieles del intradós (que posteriormente se gravará mediante láser) de la posición de los citados elementos estructurales para facilitar la construcción de la misma.

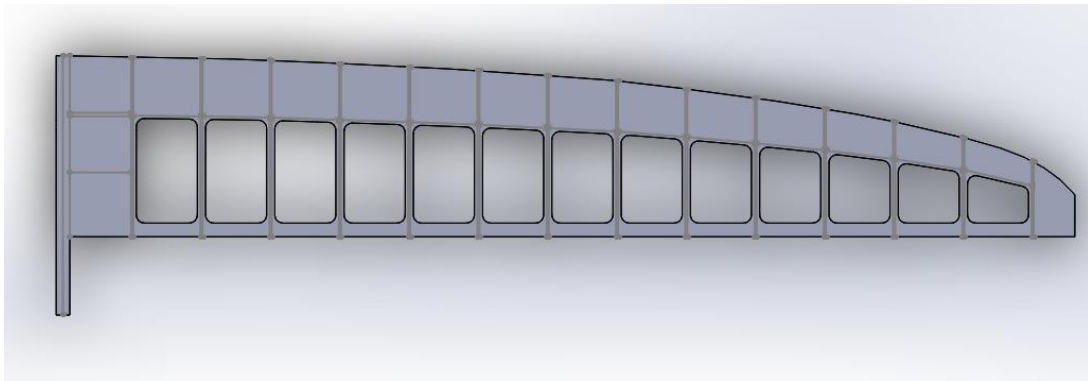


Figura 43:Detalle de la piel del intradós y de su gravado

- Flaperones

En el modelado de los flaperones solo se ha tenido en cuenta su forma en planta; que es la que será cortada por láser. En la fase de construcción estos deberán ser lijados para adaptarse al decreciente espesor del perfil y del ala.

Para facilitar dicho proceso se han realizado mediciones, en las 17 costillas, de la altura de la parte delantera del flaperon y de la posición a la que debe situarse la varilla de fibra de carbono de $\varnothing = 0.8 \text{ mm}$ que conforma el borde de salida del ala. Con esto se han conformado dos listones de referencia: el flaperon_{LE} y el flaperon_{TE}.

Finalmente tenemos que destacar que para la construcción de los flaperones se utilizará madera de balsa de 6 mm al ser la altura máxima de los mismos de $h = 5.89 \text{ mm}$.

A continuación se adjuntan algunas figuras referentes a los flaperones.

⁴¹ Láminas de contrachapado y listones de madera balsa adquiridos en:
<https://www.agullomaderas.com/b2c/producto/5.109/1/contrachapado-de-abedul-finlandes-para-modelismo-de-0-4-mm-de-espesor->

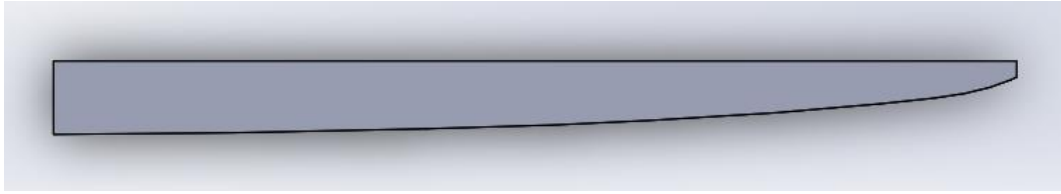


Figura 44: Forma en planta del flaperon



Figura 45: Detalle del conjunto: flaperon (centro), flaperon_{LE} (izquierda) y flaperon_{TE} (derecha)

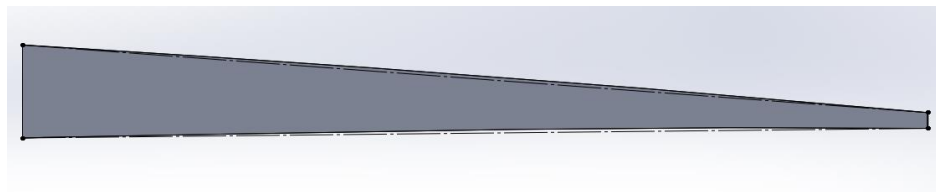


Figura 46: Vista lateral del flaperon una vez lijado (línea de puntos) y del flaperon referencia (sólido gris)

Si nos fijamos en la Figura 46, se puede apreciar que la sección del flaperon obtenida mediante el citado proceso de lijado (línea punteada) no difiere demasiado de la que resultaría de un proceso de mecanizado CNC más costoso (sólido gris).

- Bancada

Los perfiles aerodinámicos que conforman el ala no presentan un intradós plano, por lo que su montaje no se puede realizar encima de una mesa o tablero sino que se requiere de una bancada. Para la realización de esta base se han diseñado un conjunto de soportes discretos que mimetizan el intradós alar en las posiciones, a lo largo de la envergadura, en las que se encuentran las costillas.

Durante su diseño y dado que las semialas no cuenta con torsión geométrica, los citados soportes se han ideado de tal forma que la cuerda de las distintas costillas esté en un mismo plano horizontal. La obtención del diedro geométrico de $\Gamma = 6^\circ$ se obtendrá posteriormente con la fase de construcción: lijado de la raíz alar.

Para la fabricación de la mayoría de los componentes se ha utilizado madera de balsa de 1.5 mm de espesor exceptuando los dos primeros soportes (B1 y B2) que están fabricados en madera de balsa de 5 mm de espesor.

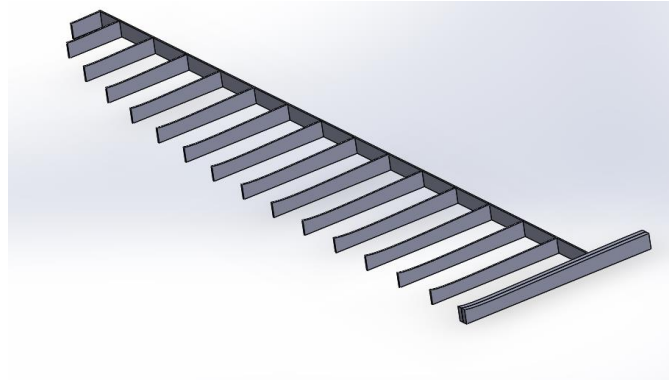


Figura 47: Detalle de la base para la construcción de las alas

- *Peg*

Tomando como referencia el *peg* del modelo *Evolution Wood*, se ha propuesto el siguiente diseño:

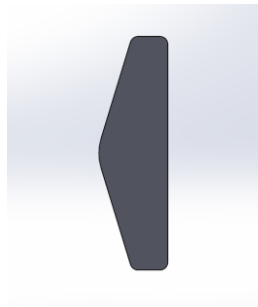


Figura 48: Detalle del *peg* diseñado

Este será fabricado mediante una plancha de fibra de carbono de 2.5 mm de espesor.

- Bayoneta de unión de las semialas

Para asegurar una unión rígida de las semialas se ha diseñado la siguiente bayoneta en forma de V:

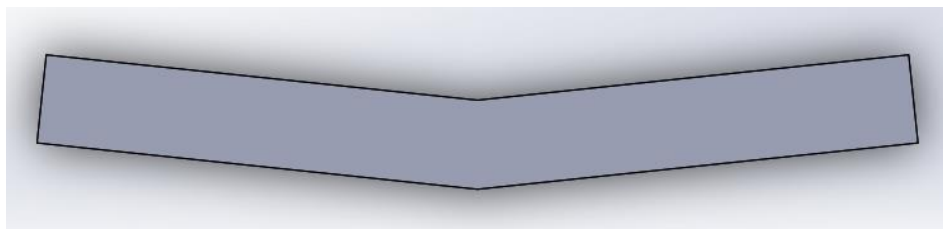


Figura 49: Bayoneta de unión de las semialas

Destacar que cuenta con una inclinación $\theta = 6^\circ$ por lado para otorgar el diedro geométrico de $\Gamma = 6^\circ$ al ala. Está será fabricada también mediante la citada plancha de fibra de carbono de 2.5 mm de espesor.

- *Control horns*

Por lo que se refiere a los *control horns*⁴² de flaperones y debido a que no se han encontrado en stock unos similares, se han modelado los presentes en el modelo adquirido *Blaster 3.5*. A continuación se muestra el resultado:

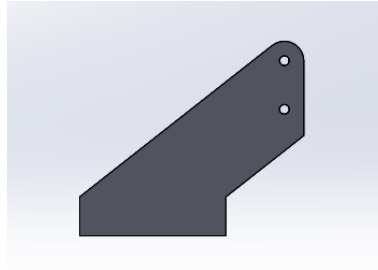


Figura 50: *Control horn* de los flaperones

Este será fabricado a partir de una plancha de fibra de carbono de 1 mm de espesor.

Empenajes

A continuación se detalla el proceso de prototipado de los empenajes.

- Estabilizador horizontal y timón de profundidad

Para el modelado del timón horizontal se ha partido de la forma en planta dictada por el análisis aerodinámico y utilizando como referencia el empenaje del modelo *Evolution Wood* se han realizado agujeros de aligeramiento. También se han realizado dos agujeros de un diámetro $\varnothing = 3\text{ mm}$ por donde pasaran los tornillos de sujeción del estabilizador horizontal a su soporte (los detalles del soporte se mencionan en el apartado de construcción).

Tanto el estabilizador horizontal como el timón de profundidad se fabricaran con madera de balsa de 5 mm de espesor.

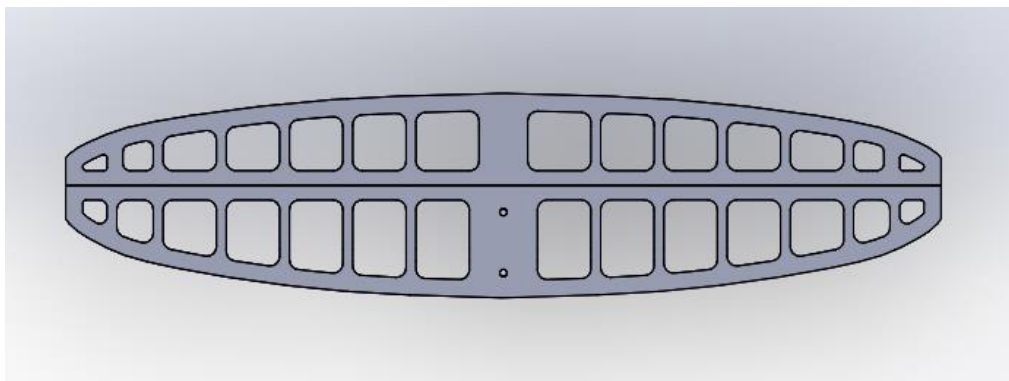


Figura 51: Detalle del timón de profundidad (arriba) y del estabilizador horizontal (abajo)

⁴² Los *control horns* permiten la conexión de los reenvíos y cables con las superficies de control.

- Estabilizador y timón vertical

Para el modelado del timón vertical se ha partido también de la forma en planta dictada por el análisis aerodinámico y utilizando como referencia el empenaje del modelo *Evolution Wood* se han realizado agujeros de aligeramiento.

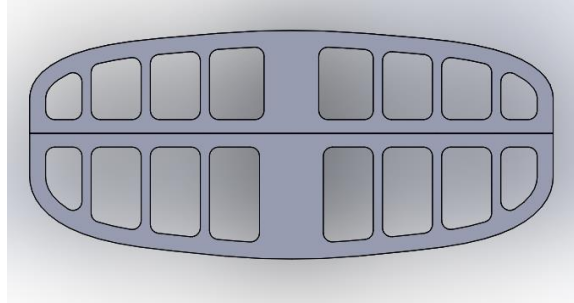


Figura 52: Detalle del timón de dirección (arriba) y del estabilizador vertical (abajo)

Tanto el estabilizador vertical como el timón de dirección se fabricaran con madera de balsa de 5 mm de espesor.

- Control horns

Si bien se dispone del *control horn* del timón de profundidad, no se han encontrado en stock uno adecuado para el timón de dirección. Es por esto que se ha modelado el presente en el modelo adquirido *Blaster 3.5*. Este será fabricado a partir de una plancha de fibra de carbono de 1 mm de espesor. A continuación se muestra el resultado:



Figura 53: Control horn del timón de dirección

Bancada para los servos

Para la instalación de los servos en el interior del *pod*, se ha fabricado una bancada rectangular atendiendo a las cotas de los ya mencionados servos. Esta se fabricará en madera de balsa de 5 mm de espesor.

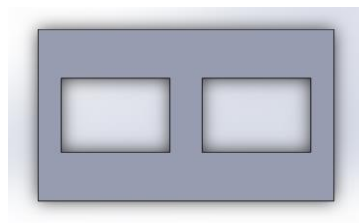


Figura 54: Detalle de la bancada de los servos

2.3 CONSTRUCCIÓN

A continuación se detallan las distintas etapas del proceso de construcción del prototipo, desde la construcción de las alas y los empenajes hasta el ensamblaje final y la colocación de los reenvíos, cables servos y otros componentes electrónicos.

Destacar que gran parte de las técnicas de construcción han sido inspiradas en el ya mencionado modelo Evolution Wood⁴³.

2.3.1 CORTE LÁSER

Para la realización del corte láser de los distintos componentes de madera, se ha recurrido a la empresa ATTA 33 situada en Barcelona. Previamente a la fase de corte, se realizaron los dibujos, a escala real, de las distintas piezas. Estos se realizaron en láminas que coincidieran con las dimensiones de los listones y planchas que posteriormente se iban a utilizar en la fase de corte.

Hay que destacar que la manipulación de las máquinas de corte fue realizada por los operarios de la misma empresa, al tener ellos mayor experiencia. No obstante, existen otras plataformas como *Fablab* que permiten la manipulación de estas máquinas por parte del mismo usuario (en caso de contar con una experiencia previa).

A continuación se muestran algunas de las imágenes tomadas durante el proceso:



Figura 55: Detalle de la máquina de corte láser utilizada

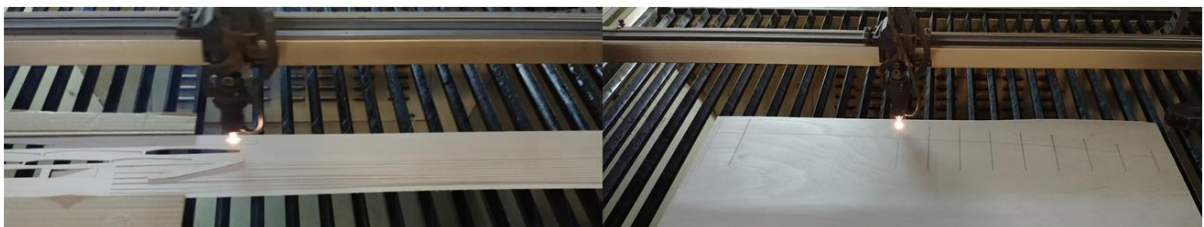


Figura 56: Detalle del corte de las costillas (izquierda) y del grabado de la piel inferior (derecha)

⁴³ Técnicas de construcción inspiradas en:

<https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2337864-Evolution-W-the-REvolution-of-the-Woody-DLG>

2.3.2 ALAS

La construcción del prototipo ha empezado con el montaje de las alas, que se compone de distintas fases que se exponen a continuación. Las distintas etapas corresponden a la construcción de una de las semialas, siendo idéntica la construcción de la otra.

BANCADA

Como se ha mencionado en la anterior etapa de diseño, dado que el perfil alar no presenta un intradós plano, su montaje no se puede realizar encima de una mesa o tablero sino que se requiere de una bancada.

Su montaje ha comenzado con la colocación de un plano a escala real sobre el tablero de trabajo, este indica la posición de los distintos elementos que conforman dicha base. A continuación se han pegado los distintos componentes mediante adhesivo cianocrilato⁴⁴.

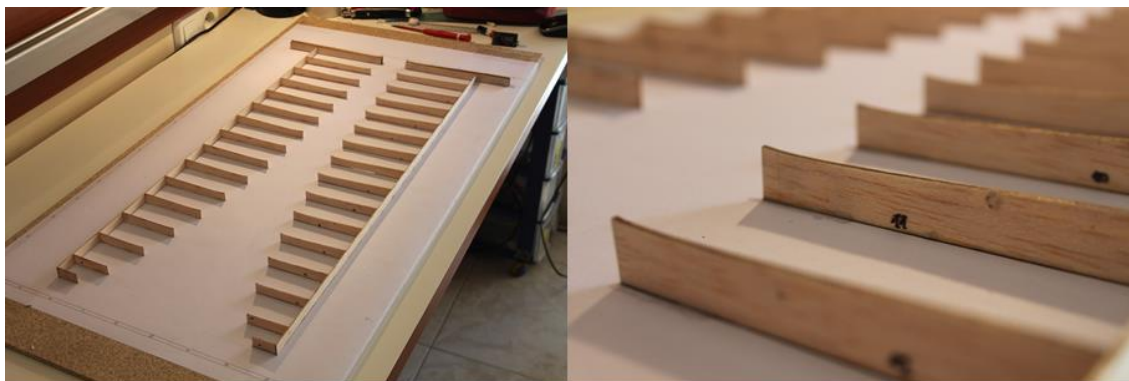


Figura 57: Vista general (izquierda) y detalle (derecha) de la bancada para el montaje de las alas

PIEL INFERIOR, COSTILLAS, SHEAR WEBS

A continuación se ha adherido mediante cinta de doble cara la piel del intradós alar. Seguidamente se han pegado las dos costillas que conforman la raíz alar juntamente con el larguero posterior (RS) mediante resina epoxi *Araldite Rápido* que cuenta con un $t_{manipulado} \approx 5 \text{ min}$ y un $t_{curado} \approx 120 \text{ min}$.



Figura 58: Adhesión de la piel del intradós (izquierda) y pegado de las costillas de la raíz y larguero posterior (derecha)⁴⁵

⁴⁴ Concretamente se ha utilizado *ZAP Thin CA* para toda la fabricación, un cianocrilato menos denso y con mayor capilaridad, lo que mejora su penetración en materiales porosos como la madera de balsa. Adquirido en: <https://rc-innovations.es/Ciano-ZAP-CA-14.1g-Super-fluido?search=zap%20ciano&description=true>

Posteriormente se ha presentado el resto de las costillas y se han pegado (mediante cianocrilato) juntamente con los shear webs; todo ello siguiendo las marcas gravadas en la piel inferior. El menor tiempo de curado ($t_{\text{curado}} \approx 1-5 \text{ s}$) de este adhesivo evita posibles desalineaciones.

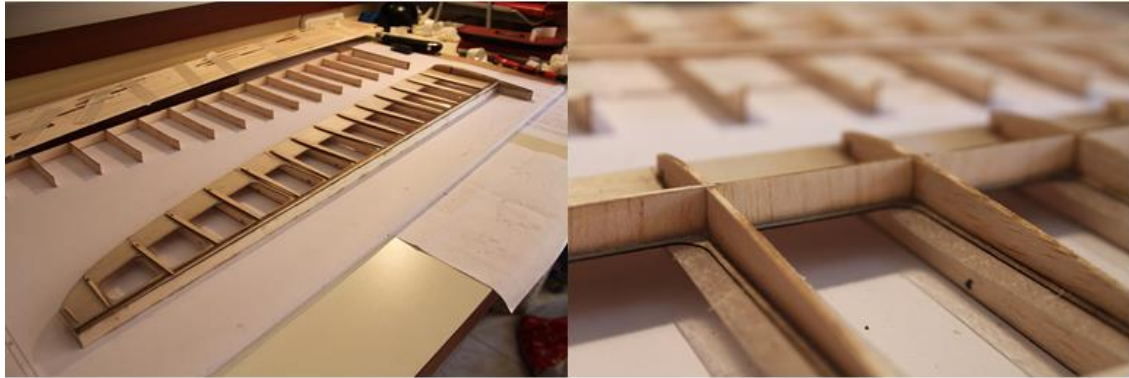


Figura 59: Presentación de las costillas (izquierda) y detalle de las costillas y los shear webs una vez pegados (derecha).⁴⁶



Figura 60: Vista general de las costillas, los shear webs y el larguero posterior una vez pegados

BORDE DE ATAQUE, REFUERZO DE LA PUNTA DEL ALA IZQUIERDA Y PREPARATIVOS PARA LA COLOCACIÓN DE LA PIEL SUPERIOR

El siguiente paso consiste en pegar los tres listones LE_1 , LE_2 , LE_3 que conforman el borde de ataque del ala en la parte delantera de las costillas.

⁴⁵Nótese el gravado presente en la piel inferior que facilitará en gran medida el posterior pegado de los distintos elementos contenidos en el interior del ala (costillas, shear webs, largueros).

⁴⁶Nótese la orientación vertical de las vetas de los shear webs, lo que incrementa su resistencia ante los esfuerzos cortantes.

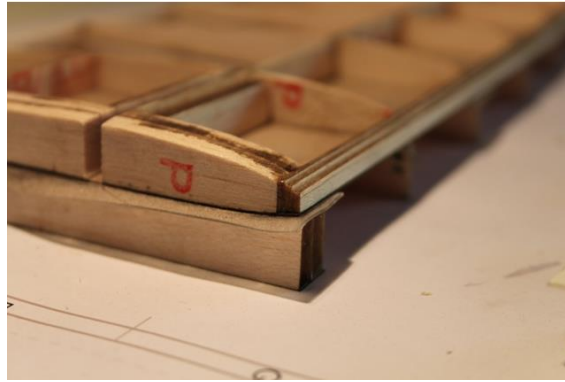


Figura 61: Detalle de los listones LE1, LE2, LE3 que conforman el borde de ataque una vez pegados

Además se ha realizado un refuerzo en la punta del ala izquierda donde irá montado el peg⁴⁷. Este refuerzo consiste en una estructura tipo sándwich con un núcleo central de balsa y dos capas, una inferior y otra superior, de tejido triaxial de fibra de carbono IMS 65 de un gramaje de 59 g/m², cuyo nombre comercial es *Carboline SC59/3*⁴⁸. Este núcleo de balsa ha sido conformado mediante un proceso de lijado utilizando las dos últimas costillas como referencia. A continuación se presentan unas figuras representativas de dicho refuerzo:



Figura 62: Detalle del núcleo de balsa una vez conformado (izquierda) y detalle de su encaje (derecha)

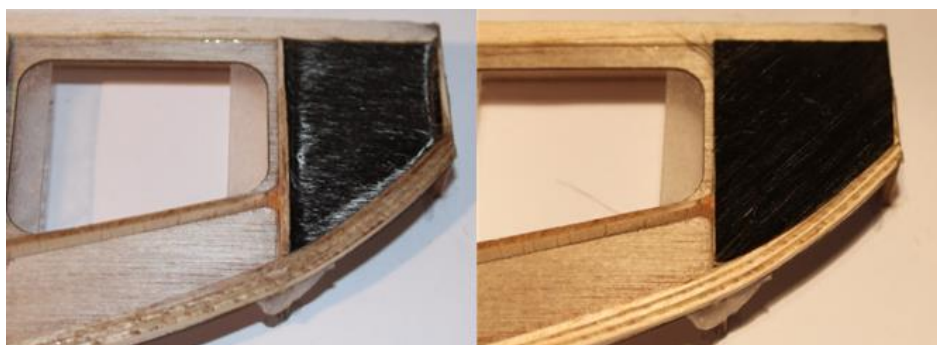


Figura 63: Detalle de la capa inferior (izquierda) y superior (derecha) de *Carboline SC59/3*

⁴⁷ Recordar que el peg es el componente mediante el cual el piloto agarra el avión durante la etapa de lanzamiento.

⁴⁸ Tejido de fibra de carbono *Carboline SC59/3* manufacturado por Vladimir Models y adquirido en: <https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=CARBOLINE-SC39-2LSMP&name=carboline-sc39-2-spread-carbon-large-sample>

La unión de ambas capas de fibra al núcleo y el pegado del mismo en la punta del ala se hará más tarde con la adhesión de la piel superior.

El siguiente paso consiste en el lijado de los listones LE_1 , LE_2 , LE_3 y el larguero posterior para conseguir una superficie lisa sin escalones a la que se adherirá la piel superior.

Como se ha explicado en el anterior apartado de prototipado, para el lijado de los listones de borde de ataque se empieza por el más retrasado (LE_1), tomando como referencia la altura de su predecesor (LE_2). En otras palabras, se pretende conseguir que la cara superior del primer listón (LE_1) sea tangente a la esquina superior anterior segundo listón (LE_2). Este mismo proceso se repite para el segundo listón (LE_2) pero tomando ahora como referencia el listón LE_3 . Para el tercer listón (LE_3), dado que no se cuenta con una referencia equivalente a las citadas, su cara superior se lija tomando la inclinación de la cara superior del anterior (LE_2) como referencia.



Figura 64: Detalle de los listones de borde ataque LE_1 , LE_2 , LE_3 una vez lijados

Por otra parte el lijado del larguero posterior (RS) es más sencillo, para ello se utiliza como referencia el listón (RS_{ref}) posicionado mediante pinzas de sujeción.

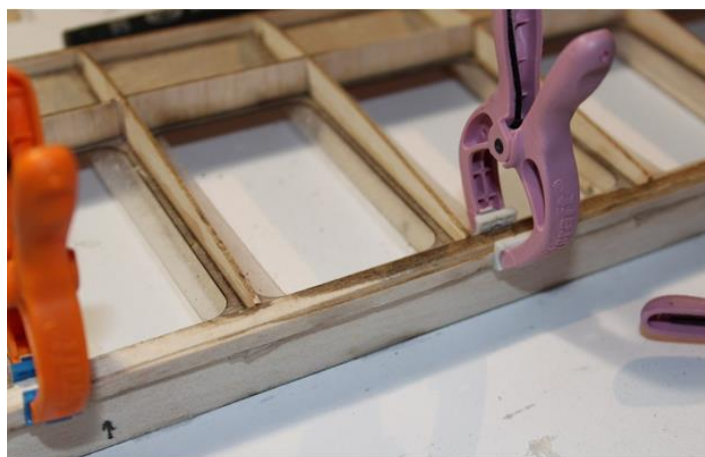


Figura 65: Detalle del lijado del larguero posterior

Finalmente se ha decidido reforzar los dos shear webs que abrazan la bayoneta de unión de las dos semialas mediante dos listones de 5mm de espesor de madera de balsa (pegados mediante resina epoxi *Araldite Rápido*).



Figura 66: Detalle del refuerzo en ranura de la bayoneta

FABRICACIÓN DE LA BAYONETA DE UNIÓN DE LAS SEMIALAS

Antes de pegar la piel superior se ha procedido con la fabricación de la bayoneta de unión de las dos semialas, con tal de verificar que entrase correctamente en su ranura.

Para ello se ha partido de una plancha de fibra de carbono de 250x200x2.5 mm cuya cara superior e inferior están formadas por tejido twill 3k y cuyo núcleo por carbono unidireccional⁴⁹. A esta plancha se ha adherido una plantilla realizada mediante Solidworks de dicha bayoneta. A continuación, se ha realizado el corte (en un espacio abierto) siguiendo los contornos de dicha plantilla. Para ello se ha utilizado un disco de corte *Dremel 540* de 1.6mm espesor adosado a una herramienta *Dremel 3000* en ajuste de altas revoluciones (por las elevadas exigencias de corte que presenta este material).

Conviene destacar también el uso de gafas y mascarilla durante la operación con tal de evitar el contacto con las partículas de carbono que se desprenden durante el corte.



Figura 67: Detalle del montaje utilizado para el corte (izquierda), y detalle de la herramienta de corte y elementos de seguridad (derecha)

Una vez cortada dejando cierto margen, se ha montado en un tornillo de banco y mediante una lima se ha acabado de quitar el excedente de material.

⁴⁹ Dicha plancha se ha obtenido en:

<https://rc-innovations.es/Accesorios-para-drones-aeromodelismo/Fibra-carbono-vidrio-composite-placas-tubos/Planchas-de-fibra-de-carbono-placas/fibra-carbono-250-200-2.5-brillo-2.5>



Figura 68: Eliminación del excedente de material mediante una lima

El resultado final de la pieza es satisfactorio y su masa es de $m_{bayoneta} = 4 \text{ gr.}$



Figura 69: Resultado final de la fabricación de la bayoneta

PEGADO DE LA PIEL SUPERIOR

A continuación, se ha procedido a pegar la piel superior que conforma el extradós alar juntamente con el refuerzo de la punta del ala izquierda. Para ello se han mezclado 6 gramos de resina epoxi *Z-Poxy Finishing Resin* que cuenta con un $t_{\text{manipulado}} \approx 20\text{-}30 \text{ min}$, un $t_{\text{curado}} \approx 3 \text{ horas}$ y está indicada para aplicación de tejidos de material compuesto y la laminación de madera.⁵⁰ Además, se han utilizado libros de tapa blanda y pinzas para asegurar un correcto asentamiento y la adhesión de la misma al borde de ataque.



Figura 70: Mezclado del adhesivo con una proporción 1:1 de resina y endurecedor (izquierda) y colocación de libros y pinzas para asegurar el correcto asentamiento de la piel superior (derecha)

⁵⁰ Z-Poxy Finishing Resin adquirido en: <https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=PT41&name=zap-pt41-z-poxy-finishing-resin-epoxy>

REDONDEO DEL BORDE DE ATAQUE Y LIJADO DE LA RAÍZ DEL ALA

Con tal de acabar de redondear el borde de ataque, se ha pegado (mediante cianocrilato) un cuarto listón al ya existente borde de ataque. Posteriormente se ha cortado y lijado manualmente para conseguir que se fusionara correctamente. En este caso, el listón LE₄ que fue cortado mediante láser no se ha podido utilizar debido a que, al tratarse de una pieza de muy reducidas dimensiones (en especial en la zona de la punta del ala), habría sufrido una fuerte distorsión durante dicho corte.

En la siguiente figura se detalla la presentación de dicho listón y el resultado final del redondeo del borde de ataque:



Figura 71: Presentación del cuarto listón del borde ataque en el ala (izquierda) y vista lateral del borde de ataque una vez redondeado (derecha)

Además, dado que el ala cuenta con un diedro positivo $\Gamma = 6^\circ$, cada una de las dos semialas debe presentar en la raíz dicha inclinación para que estas casen bien al unir las. La siguiente figura esquematiza el montaje usado.



Figura 72: Montaje usado para el lijado de la raíz alar

El anterior montaje cuenta con un taco de lija de una altura $h = 26$ mm pegado al tablero a una distancia $d = 247$ mm del encastre, consiguiendo así dicha ángulo de diedro $\Gamma = 6^\circ$. También se ha introducido un clavo en el tablero contra el que apoyar la esquina interior del ala y evitar que esta se mueva en exceso durante la operación de lijado. Finalmente también se puede apreciar en la parte derecha de la Figura 72 el taco de lija de grano 120 usado.

CONSTRUCCIÓN DE LOS FLAPERONES

La construcción de estas superficies de control empieza con la pieza flaperon, un listón de balsa de 6 mm de espesor que ha sido cortado por láser para conseguir la forma en planta deseada. No obstante, esta se debe rebajar longitudinal y transversalmente para adaptarse al decreciente espesor del ala en la dirección de la envergadura y al decreciente espesor del propio perfil aerodinámico.

Para el rebaje longitudinal, se ha empezado pegando el listón flaperon_{LE} (mediante cianocrilato) en la parte delantera. A continuación, tomando como referencia dicho listón, se ha procedido al lijado longitudinal mediante un soporte de lija manual y una tira de lija de grano 120⁵¹.

Una vez finalizado el rebaje longitudinal, se ha pegado (mediante cianocrilato) el listón flaperon_{TE} en la parte trasera; este elemento marca la altura a la que se debe pegar (también con cianocrilato) la varilla de fibra de carbono de 0.8 mm de diámetro⁵² que hace de borde de salida del ala.

Tomando como referencia dicha varilla se ha procedido de igual forma, mediante el citado soporte de lija y la lija de grano 120, al rebaje transversal del flaperon. Una vez finalizada dicha operación se ha retirado el material sobrante del listón flaperon_{TE}.

Para acabar la construcción del flaperon se ha realizado un bisel en su parte delantera con tal de permitir su deflexión.



Figura 73: Lijado longitudinal del flaperon (izquierda), vista lateral del flaperon una vez terminado (derecha)

⁵¹ Nótese que la utilización de lijas de grano grueso se justifica con la necesidad de rebajar considerablemente y de forma rápida el espesor.

⁵² Varillas de fibra de carbono de 0.8 mm de espesor adquiridas en:
<https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=CARBON-ROD-08MM&name=0-8mm-carbon-rod>

2.3.3 EMPENAJES DE COLA

La construcción de los empenajes empieza con las piezas: estabilizador horizontal, timón de profundidad, estabilizador vertical y timón de dirección. De igual forma que en el caso del flaperon, se trata de listones de balsa, en este caso de 5 mm de espesor, que han sido cortados por láser para conseguir la forma en planta deseada.

BORDE DE ATAQUE Y SALIDA

Para realizar el redondeo del borde de ataque y de salida de los empenajes, se han presentado primero mediante cinta adhesiva y posteriormente pegado (mediante cianocrilato) varillas de carbono de 0.8 mm de diámetro en el centro de sus caras delanteras y traseras.



Figura 74: Presentación de las varillas de carbono en el borde de ataque y salida del empenaje horizontal

A continuación se ha lijado tanto el borde de ataque (en el caso de los estabilizadores) y de salida (en el caso de los timones) hasta que se fusionaran con las citadas varillas. Para ello se ha utilizado el siguiente montaje:



Figura 75: Detalle del lijado del borde de ataque del estabilizador horizontal

Como se puede observar, se ha pegado una tira de lija de grano 120 al tablero de trabajo, además se ha colocado un listón de 5mm de altura en la parte trasera del estabilizador para inclinarlo. Con esta inclinación se consigue que el espesor del borde de ataque se reduzca progresivamente hasta casar completamente con la varilla. Dicho proceso se ha repetido para el timón de profundidad, el estabilizador vertical y el timón de dirección.

BISELADO

Finalmente se ha realizado un bisel en el timón de profundidad y dirección para permitir su deflexión.



Figura 76: Detalle del bisel del timón de profundidad (izquierda) y dirección (derecha)

RESULTADO FINAL

A continuación se detallan algunas vistas del empenaje horizontal una vez finalizado:



Figura 77: Vista en planta (arriba) y vista frontal (abajo) del empenaje horizontal

Conviene destacar también que se ha decidido reforzar la parte inferior del empenaje vertical, tanto el estabilizador como el timón, al ser susceptibles de sufrir pequeños impactos durante el aterrizaje. Para ello se ha aprovechado las dos piezas que fueron recortadas durante el corte láser, las cuales han tenido que ser lijadas para adaptarse al estrechamiento, hacia las puntas, de dicho empenaje. Finalmente han sido pegadas mediante resina epoxi *Araldite Rápido*.

A continuación se detallan algunas vistas del empenaje vertical una vez finalizado:



Figura 78: Vista en planta (arriba) y vista frontal (abajo) del empenaje vertical

2.3.4 PEG Y PREPARATIVOS PARA EL ENTELADO

FABRICACIÓN

De forma análoga a la construcción de la bayoneta, se ha realizado una plantilla mediante Solidworks que posteriormente se ha pegado a la misma plancha de fibra de carbono de 250x200x2.5 mm. A continuación, se ha realizado el corte mediante un disco de corte *Dremel 540* de 1.6 mm de espesor adosado a una herramienta *Dremel 3000* en ajuste de altas revoluciones.

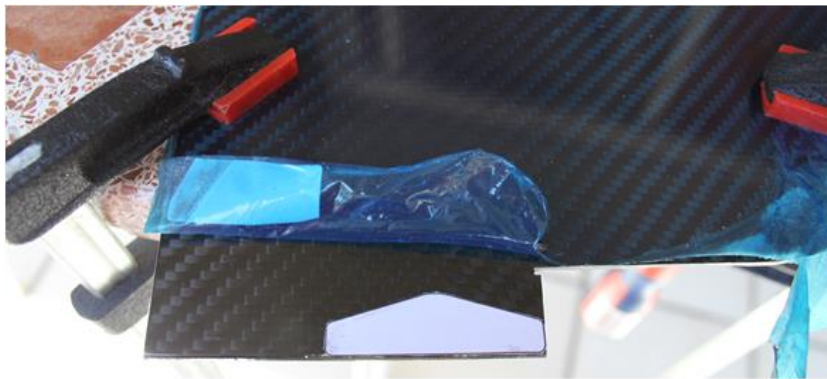


Figura 79: Detalle del montaje del corte del peg

Una vez cortado dejando cierto margen, se ha colocado dicha pieza en el tornillo de banco y se ha eliminado el excedente de material mediante una lima. Además se han redondeado los bordes y eliminado las rebabas para prevenir posibles cortes durante el lanzamiento. El resultado final ha sido satisfactorio y cuenta con una masa de $m_{peg} = 1,8 \text{ gr.}$

PEGADO

Una vez finalizada su construcción, se ha marcado la zona de la punta del ala izquierda⁵³ donde se debe realizar una pequeña cavidad para su posterior pegado; para ello se ha tomado como referencia el modelo ya citado en la etapa de prototipado. De este modo, se ha realizado una cavidad de 15x2.5 mm a una distancia $d_1 = 11$ mm de la punta del ala y a una distancia $d_2 = 16$ mm del borde de ataque⁵⁴.

Para realizar dicha perforación se ha utilizado una broca *Dremel 113* de 1.6 mm de diámetro adosada a una herramienta *Dremel 3000* en ajuste de revoluciones medias (debido a las menores exigencias de corte). Por otra parte, se ha lijado ligeramente la superficie del peg para conseguir un mayor agarre de la resina epoxi *Araldite Rápido* usada en el pegado del mismo.



Figura 80: Marca de la cavidad a perforar (izquierda), detalle del peg una vez pegado (derecha)

PREPARATIVOS PARA EL ENTELADO

Finalmente, antes de proceder con la operación de entelado se ha lijado mediante una hoja de lija de grano 320 la superficie de las alas y los estabilizadores para retirar excedentes de adhesivo y dejar una superficie lisa. Además también se han pesado las distintas piezas.

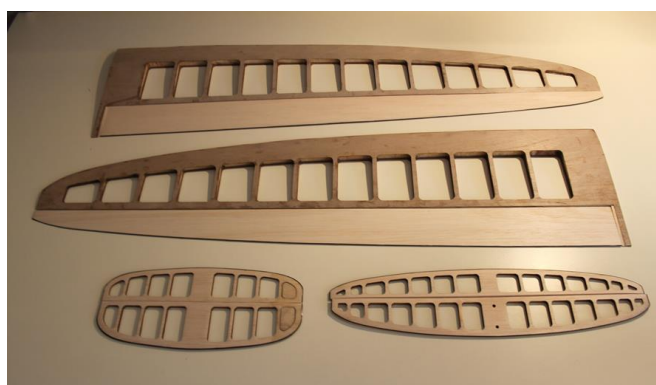


Figura 81: Alas y empenajes listos para el entelado

⁵³ Hay que destacar que para pilotos diestros (en mi caso) el *peg* se sitúa en la semiala izquierda mientras que para pilotos zurdos este se sitúa en la semiala derecha.

⁵⁴ Referencia para el montaje del *peg* obtenida de:
<https://www.rcgroups.com/forums/showpost.php?p=31911775>

2.3.5 ENTELADO

Para el entelado se ha utilizado el recubrimiento termoadhesivo *Oralight Transparent Red*⁵⁵ que cuenta con una densidad superficial de 36 g/m² frente a los 54 g/m² del equivalente recubrimiento en su versión estándar, *Oracover Transparent Red*⁵⁶. Para su aplicación se ha utilizado una plancha de entelado digital Prolux, la cual permite ajustar digitalmente la temperatura de trabajo. Destacar que se ha trabajado la mayor parte del tiempo a una temperatura de $T = 150 - 170^{\circ}\text{C}$, la cual aseguraba un rápido pegado y encogimiento del recubrimiento.

El proceso empieza con el corte de dicho recubrimiento dejando un margen de unos 1.5 cm en el perímetro de las distintas piezas, a continuación se centra el recorte sobre la pieza a entelar y se pegan, mediante el uso de la plancha, sus cuatro esquinas. El siguiente paso consiste en ir pegando progresivamente desde el centro hacia los extremos el recubrimiento restante.



Figura 82: Detalle del proceso de entelado⁵⁷

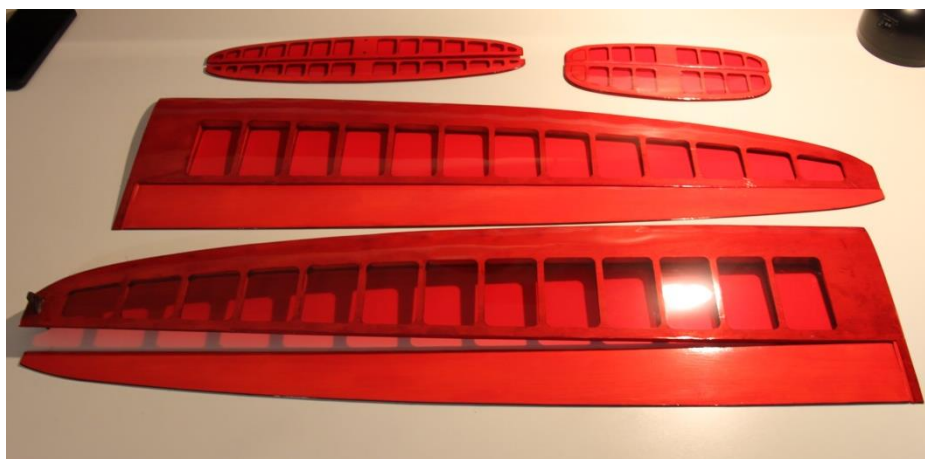


Figura 83: Detalle de las alas y los empenajes una vez entelados

⁵⁵ Recubrimiento adquirido en:

<https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=ORALIGHT-T-RED&name=oralight-transparent-red-31-029-covering-film>

⁵⁶ Datos extraídos de: https://www.hyperflight.co.uk/extras/Oracover-Product-Information_2010_engl.pdf

⁵⁷ Nótese que la plancha cuenta con un calcetín de algodón para evitar rayar el entelado.

Una vez finalizada la etapa de entelado se ha realizado el pesado de los distintos elementos y se ha comparado con los datos previos a dicha operación:

Pieza	m previa al entelado (gr)	m posterior al entelado (gr)
Empenaje horizontal	6.8	8.8
Empenaje vertical	6.8	8.4
Semiala derecha (sin flaperon)	59.4	65.7
Semiala izquierda (sin flaperon)	62.2	68.5
Flaperon derecho	14.6	17.1
Flaperon izquierdo	15	17.5

TABLA 20: Masa de los distintos componentes antes y después del entelado

Posteriormente a la operación de entelado, se puede observar un aumento de unos 2 gramos en el empenaje horizontal y algo menor, de 1.6 gramos en el empenaje vertical (debido a su menor superficie). Por lo que se refiere a las semialas (sin flaperon), se puede observar un incremento de 6.3 gramos en ambas, lo que tiene sentido al tener la misma superficie. Por otro lado, su diferencia de 2.8 gramos se debe al *peg* (1.8 gramos) y al refuerzo de la punta del ala izquierda (≈ 1 gramo). Finalmente se aprecia una diferencia de unos ≈ 0.4 gramos en los flaperones, siendo el izquierdo algo más pesado.

2.3.6 OPERACIONES FINALES

PEGADO DE LAS SEMIALAS

Una vez finalizado el entelado se ha procedido al pegado de las dos semialas utilizando la bayoneta de unión construida y resina epoxi *Araldite Rápido*. Conviene destacar que se ha protegido, mediante cinta, la zona anexa a la unión para evitar su contacto con el adhesivo y que también, mediante cinta, se han mantenido unidas las dos semialas durante el proceso de curado del adhesivo.



Figura 84: Detalle de la unión de las dos semialas

REALIZACIÓN DE LOS AGUJEROS DE SUJECIÓN

Para la sujeción de las alas al fuselaje, se ha realizado un taladro M4 en la parte anterior y un taladro M3 en la parte posterior (por ser esta más estrecha) de las alas. Se ha utilizado un taladro autónomo Bosch PSR 14,4 LI y destacar que dichos taladros se han realizado de forma progresiva. Por ejemplo, para el taladro M4 se ha empezado por una broca de 2 mm, seguida de una de 3 mm y finalmente con una de 4 mm.

Por lo que se refiere a los tornillos de sujeción se ha utilizado un tornillo M4 avellanado de cabeza tipo Allen (DIN 7991) y un tornillo M3 avellanado de cabeza tipo Philips (DIN 965). Además se han utilizado dos arandelas de goma para repartir de forma más uniforme la presión ejercida por los tornillos evitando así que se claven en la madera.

Finalmente conviene destacar que el agujero posterior del fuselaje no viene roscado; con lo que se ha tenido que realizar un taladro previo con una broca de 2.5 mm y posteriormente mediante un macho de roscar M3 se ha realizado una rosca en el inserto de madera presente en el fuselaje.



Figura 85: Detalle del roscado del fuselaje (izquierda), detalle de las alas una vez fijadas (derecha)

ABISAGRAMIENTO DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL

A modo de bisagra de las distintas superficies de control se ha utilizado la cinta *Ripmax Hinge Tape 12mm*⁵⁸, se trata de una cinta resistente que asegura la unión de las superficies de control. Para su aplicación se debe primero deflectar la superficie de control hasta que su bisel este en contacto con la parte trasera del estabilizador, en el caso de los empenajes, o con el larguero posterior del ala (RS) en el caso de los flaperones.

Para facilitar la aplicación de dicha cinta, primero se ha asegurado la superficie de control en dicha posición utilizando cinta convencional. Una vez la superficie de control está correctamente colocada, se ha procedido a la aplicación de la citada cinta.

Destacar que en el caso de los timones se ha utilizado una sola tira de cinta en una de sus caras, mientras que en los flaperones se han utilizado dos, una en cada una de las caras, con tal de asegurar la integridad de su unión.



Figura 86: Detalle del abisagramiento del timón de profundidad

⁵⁸ Cinta adquirida en:

<https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=F-RMXHT1&name=hinge-tape-12mm>

INSTALACIÓN DEL MUELLE DE TORSIÓN DE LOS TIMONES

Una técnica usual en el campo de los modelos DLG es el uso de muelles de torsión de acero inoxidable de un diámetro $\varnothing = 0.5 \text{ mm}$ ⁵⁹. Estos mantienen en tensión los cables de conexión de los servos⁶⁰ con los timones. No obstante, algunos fabricantes optan por el conocido sistema *push-pull* en el que se utilizan dos cables por timón, de modo que siempre hay uno en tensión ya sea en la deflexión positiva como negativa del mismo; si bien, este mecanismo presenta más dificultades constructivas.

Existen distintas configuraciones para estos muelles de torsión, pero una de las más usuales y fáciles de construir es aquella que describe una U. Tanto para el caso del timón de dirección como el de profundidad se ha utilizado una sección central de longitud $l_1 = 60 \text{ mm}$ y dos patas de longitud $l_2 = 10 \text{ mm}$. Con lo que se han obtenido resultados satisfactorios.

Destacar que dado que la madera de balsa presente en los timones es relativamente blanda no hace falta hacer agujeros previos para su instalación, sino que basta con marcar su posición exacta. Por otro lado destacar también que es necesario deflectar completamente la superficie de control, para conseguir que el citado comportamiento de muelle de torsión por parte del cable acerado

Finalmente para mantener los muelles de torsión en posición se han aplicado unas gotas de cianocrilato en sus extremos.

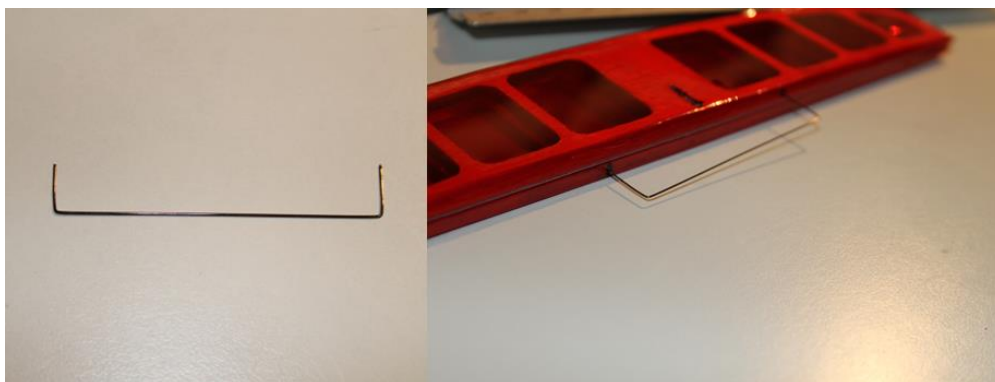


Figura 87: Detalle de la configuración en U del muelle de torsión (izquierda) y su colocación (derecha)

FABRICACIÓN DE LOS CONTROL HORNS

En primer lugar se han fabricado los *control horns*⁶¹ del timón de dirección y de los flaperones (por no estar en stock unos similares) mientras que el del timón de profundidad se ha adquirido por separado⁶².

Para ello se ha realizado el mismo procedimiento que en el caso de la bayoneta y del peg. Más concretamente se ha pegado una plantilla de dichas piezas a una plancha de 250x200x1 mm de fibra de carbono con la misma composición que la citada con anterioridad (tejido de fibra de carbono twill 3k en la caras superior e inferior y tejido de fibra de carbono unidireccional en el núcleo)⁶³.

⁵⁹ Cable de acero inoxidable obtenido en:

<https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=SS-WIRE-25-SWG>

⁶⁰ Los servos son los dispositivos electrónicos que se utilizan para deflectar las superficies de control.

⁶¹ Recordar que estos componentes permiten la conexión de los reenvíos y cables con las superficies de control.

⁶² *Control horn* del timón de profundidad obtenido en:

<https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=SNIFE-ELEVATOR-HORN>

⁶³ Plancha de fibra de carbono de 250x200x1mm obtenida en:

<https://rc-innovations.es/Accesorios-para-drones-aeromodelismo/Fibra-carbono-vidrio-composite-placas-tubos/Planchas-de-fibra-de-carbono-placas/fibra-carbono-brillo-1mm-250x200mm-placa-pequena>

Para el corte se ha utilizado una broca *Dremel 113* adosada a una herramienta *Dremel 3000* en ajuste de altas revoluciones (por las elevadas exigencias de corte de la fibra de carbono). Una vez finalizado el corte (dejando siempre cierto margen), se ha eliminado el excedente de material mediante una banda de lijar y mandril *Dremel 407* adosada a una herramienta *Dremel 3000* en ajuste de revoluciones medias. Su configuración cilíndrica ha facilitado en gran medida la obtención de las formas curvas presentes en el control horn del timón de dirección.

Por otra parte, para la perforación de los agujeros se ha utilizado un taladro autónomo Bosch PSR 14,4 LI con brocas de metal de 1.5 mm para los *control horn* de flaperones y de 1 mm para el *control horn* de dirección.

Para finalizar, el resultado final ha sido satisfactorio y su peso es de $m_{CHflaperon} = 0.4 \text{ gr}$ y de $m_{CHdirección} = 0.1 \text{ gr}$.

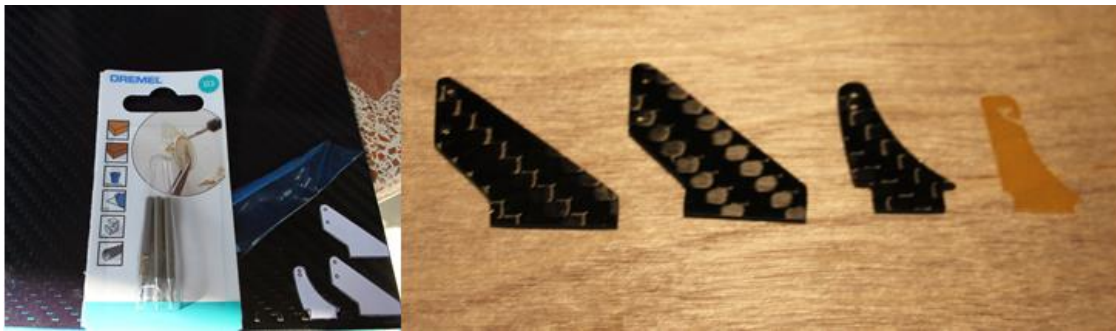


Figura 88: Preparativos previos al corte (izquierda), control horns una vez terminados (derecha)⁶⁴

PEGADO DE LOS CONTROL HORNS

Una vez terminada su construcción, se procede al pegado. Estos deben colocarse teniendo en cuenta dos parámetros, siendo el primero la distancia al bisel y el segundo la posición a lo largo de la envergadura de la superficie de control. La distancia con el bisel debe ser tal, que los agujeros caigan sobre el eje de la bisagra o charnela, como se esquematiza en la siguiente Figura 89. Por lo que se refiere a la posición a lo largo de la envergadura, en el caso de los flaperones y debido a que los servos se encuentran en el del fuselaje, los *control horns* se han colocado a una distancia de 6 mm de la raíz. Para el caso de los timones, estos se han colocado en el punto medio de su envergadura. El pegado se ha realizado mediante resina epoxi *Araldite Rápido*.

⁶⁴ Nótese que los control horns fabricados se corresponde con las tres primeras piezas de la parte derecha de la Figura 88, donde de izquierda a derecha se encuentran los dos correspondientes a los flaperones y el del timón de dirección.

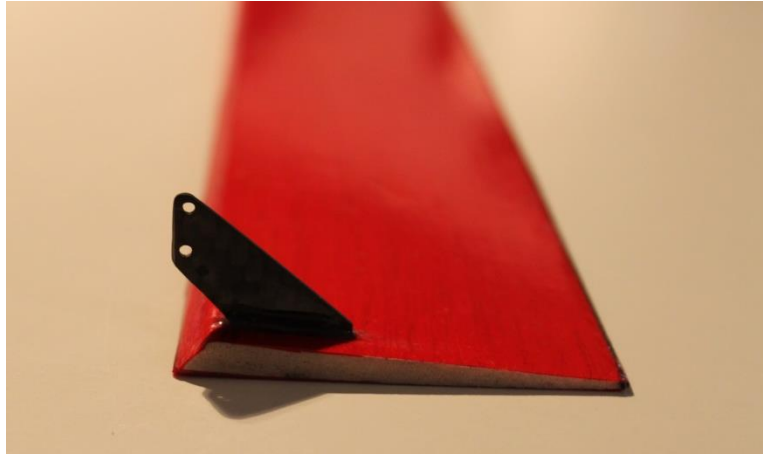


Figura 89: Detalle del pegado del control horn del flaperon izquierdo

CORTE DEL BOOM Y PEGADO DEL EMPENAJE VERTICAL

La botavara o *boom* del fuselaje adquirido presentaba una longitud inicial de $l_1 = 700 \text{ mm}$. No obstante para ceñirnos a la cotas impuestas en la fase de diseño, se ha recortado una longitud $l_2 = 32 \text{ mm}$, consiguiendo así una longitud final de $l_3 = 668 \text{ mm}$.

A continuación se ha realizado la ranura en la que se pegará el estabilizador vertical. Para ello se ha marcado en primer lugar, una incisión de una longitud $l_4 = 46 \text{ mm}$ de largo y de un ancho de $l_5 = 5 \text{ mm}$, que posteriormente se ha realizado mediante un disco de corte *Dremel 540* y una herramienta *Dremel 3000* en configuración de revoluciones medias.

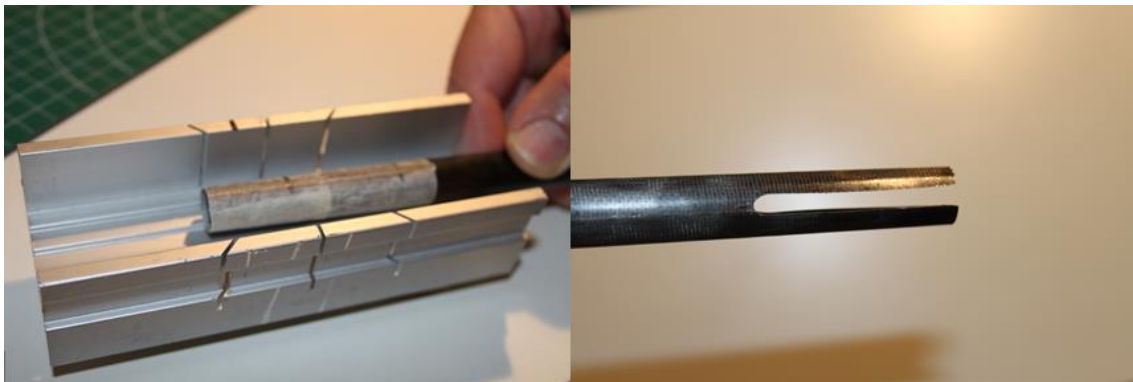


Figura 90: Detalle de la realización corte transversal (izquierda) y resultado final de la ranura para el estabilizador vertical (derecha)

Una vez finalizada dicha ranura se ha colocado en posición el estabilizador vertical, y se ha pegado mediante resina epoxi *Araldite Rápido*.

PEGADO DEL SOPORTE DEL EMPENAJE HORIZONTAL Y RANURADO

Para la instalación del empenaje horizontal se ha utilizado el soporte manufacturado por Vladimir Models⁶⁵, este cuenta con una masa muy reducida de $m \approx 1\text{ gr}$; por lo que retrasa el CG en menor medida.

Este cuenta con dos agujeros roscados M3 para la sujeción del estabilizador horizontal. Finalmente, presenta una forma semejante a la de un perfil aerodinámico simétrico, lo que reduce su contribución a la resistencia aerodinámica parasita del planeador.

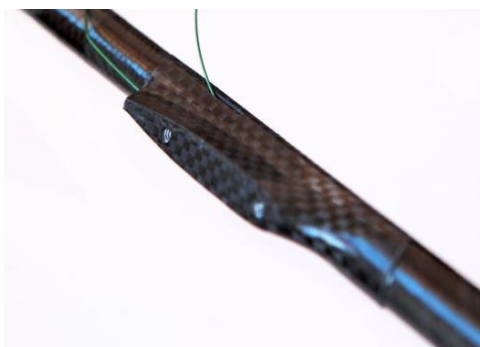


Figura 91: Detalle del soporte del estabilizador horizontal⁶⁶

A continuación, se ha marcado su posición, de tal forma que cumpliera con aquella dictada (a lo largo del eje longitudinal del avión) por el diseño y además se ha comprobado que estuviera a escuadra con el estabilizador vertical. Posteriormente se ha pegado mediante resina epoxi *Araldite Rápido*.

Además se han realizado dos ranuras en la parte trasera del *boom* por donde irán guiados los cables de accionamiento de los timones. Y otras dos ranuras en la parte trasera del *pod* por donde pasaran los cables de accionamiento de los flaperones. Para ello se ha utilizado un disco de corte *Dremel 540* y una herramienta *Dremel 3000* en configuración de revoluciones medias.



Figura 92: Detalle de la ranura para el guiado del cable del timón de profundidad (izquierda) y del timón de dirección (derecha)

⁶⁵ Soporte obtenido en: <https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=SNiPE-STAB-PYLON&name=dlg-tailplane-mount>

⁶⁶ Imagen extraída del enlace anterior

INSTALACIÓN DE SERVOS

Los servos elegidos para el prototipo son los *KST X08 V5*. Se trata de una configuración fiable y muy utilizada en el campo de los DLG. A continuación se destacan sus principales características:

Peso	8 gr
Dimensiones	23.5x8x16.8 mm
Tipo	Digital
Torque (8.4 V)	2.8 Kg·cm
Velocidad (8.4 V)	0.09 sec/60°
Voltaje de uso	3.8V a 8.4V
Material engranajes	Engranajes de acero

TABLA 21: Características de los servos *KST X08 V5*

Como se cita en la tabla, se trata de unos servos digitales muy ligeros y de muy contenidas dimensiones, de excelentes características de centrado en comparación con los equivalentes analógicos. Por otro lado, cuentan con un torque que permite la deflexión de las superficies de control de forma holgada y con una velocidad de deflexión muy rápida. Su amplio rango de voltajes de uso le permite ser accionado mediante baterías LiPo de 2 elementos (de 7.4V de voltaje nominal) directamente sin regulación. Finalmente sus engranajes de acero lo hacen más resistente que los equivalentes con engranajes de Nylon.

Para su montaje se ha utilizado la bancada de madera de balsa de 5 mm espesor cortada previamente con láser, que se ha pegado con resina epoxi *Araldite Rápido*. Hay que destacar que esta bancada actúa también de refuerzo estructural del fuselaje a modo de cuaderna.



Figura 93: Detalle de los servos y de su bancada

INSTALACIÓN DE CABLES Y REENVÍOS

Para el control de los timones, se ha utilizado cable trenzado de acero de un diámetro $\varnothing = 0.3 \text{ mm}$ ⁶⁷ fabricado por Vladimir Models, además dicho cable trae unas presillas que aseguran que no este se suelte una vez guiado a través de los agujeros de los *control horns* de los timones. El otro extremo de los cables ha sido asegurado utilizando el mismo tornillo de sujeción de los brazos de los servos.

⁶⁷ Cable obtenido en: <https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=VM-PULL-CORD&name=vladimir-s-models-pull-cord-set>

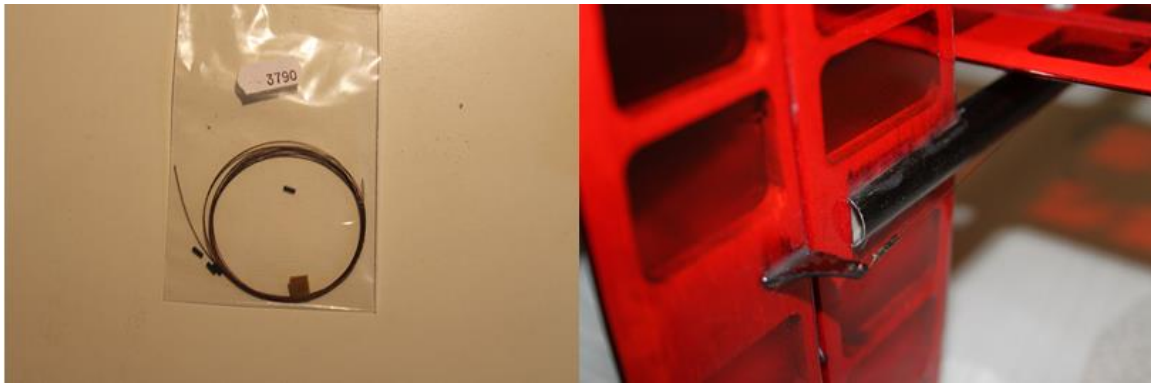


Figura 94: Detalle del cable y las presillas usadas (izquierda) y detalle del montaje del mismo en el timón de dirección (derecha)

De distinta forma, para el control de los flaperones se ha utilizado varilla de acero de un diámetro de $\varnothing = 1.22 \text{ mm}$ ⁶⁸; este mayor diámetro minimiza su posible flexión durante el recorrido de los servos.

La conexión de esta varilla con los servos se ha realizado mediante una conexión tipo Z. En otras palabras, se ha dobla uno de los extremos del cable siguiendo el contorno de una Z, lo que impide que este se pueda soltar.

Por otro lado la conexión de la varilla con los *control horns* de flaperones ha realizado mediante conectores *Clevis* M2⁶⁹ adosados a unos adaptadores roscados M2⁷⁰ que se han pegado (mediante cianocrilato) en el otro extremo del cable.

Para finalizar se ha tenido que recortar y redondear los cuatro brazos de los servos para que cupieran dentro del fuselaje; para ello se ha utilizado banda de lija y mandril *Dremel* 407 adosada a una herramienta *Dremel* 3000 en ajuste de revoluciones medias.



Figura 95: Detalle del recorte y redondeo de los brazos de los servos

⁶⁸ Cable adquirido en: <https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=PIANO-WIRE-18&name=18swg-1-22mm-piano-wire>

⁶⁹ Conectores *Clevis* adquiridos en: <https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=CLEVIS-M2&name=sullivan-m2-clevis-4>

⁷⁰ Adaptadores roscados adquiridos en: <https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=PE-13MM-SS&name=m2-stainless-steel-pushrod-ends-for-1-3mm-rods-2>

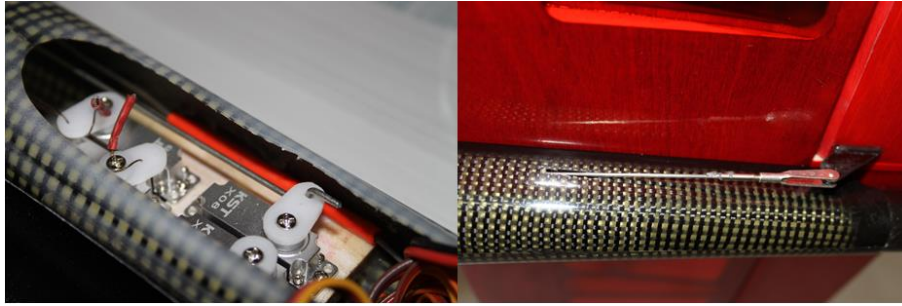


Figura 96: Detalle de la sujeción de los cables a los brazos de los servos (izquierda) y detalle de la ranura y del sistema de fijación de los cables a los control horns de flaperones (derecha)

INSTALACIÓN DEL RESTO DE LA ELECTRÓNICA

El resto de la electrónica que equipa el planeador en la parte delantera del *pod* consta de:

- Altimetro
- Batería
- Receptor
- Interruptor magnético

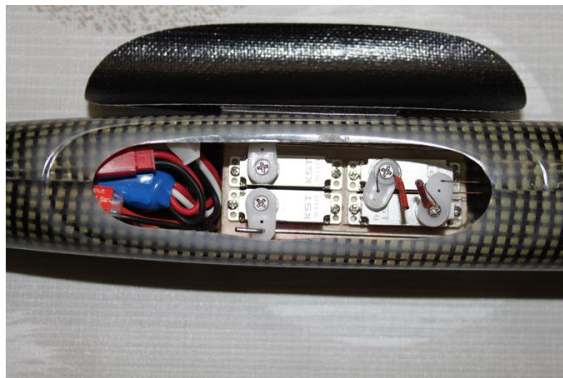


Figura 97: Detalle de la colocación de la electrónica en la parte delantera del *pod*

Altimetro⁷¹

El altímetro que equipa el prototipo y que además se ha utilizado en los vuelos del modelo *Blaster 3.5* es un *Aerobtec Altis Micro*. Se trata de un altímetro barométrico con una resolución de $r = 1 \text{ pie} \approx 0.3 \text{ m}$. Se ha utilizado en su configuración de registro de altitud más alto, que en este caso es de $T = 0.1 \text{ s}$ entre mediciones.

Además cuenta con el respaldo del software *Altis Flight Manager* que permite entre otras cosas la visualización y la descarga de los datos tomados durante el vuelo, su exportación a formato .csv (coma separated values) y la actualización del *firmware* del sensor.

⁷¹ Datos extraídos de:
<https://aerobtec.com/altis-micro/#about>

Por lo que se refiere a sus dimensiones y peso, presenta un masa de $m = 4.7\text{ gr}$ y unas dimensiones de 30x14x7 mm.

El altímetro se puede alimentar con voltajes en el rango de 4-8.4V, por lo que se puede conectar directamente a una de las salidas del receptor de señal.



Figura 98: Detalle del altímetro

Batería

La batería utilizada es una batería LiPo (Polímero de Litio) del fabricante LRP de dos elementos. Cuenta con un voltaje nominal de 7.4V y una capacidad de 400 mAh. Lo que otorga al planeador una autonomía de $t \approx 1.5\text{ h}$. Esta configuración permite sacar el máximo provecho a los mencionados servos, ya que su torque y velocidad aumentan con la tensión de alimentación. Finalmente cuenta con una masa $m = 24\text{ gr}$ y unas dimensiones de 47x25x13 mm.



Figura 99: Detalle de la batería utilizada

Emisora y receptor de señal⁷²

Se ha utilizado un receptor *Spektrum AR6260* de 6 canales que emite en la banda de frecuencia de 2.4 GHz. Cuatro de sus canales se utilizan para la conexión de los servos y los dos restantes para la conexión de la batería y del altímetro.

⁷² Datos extraídos de:

<https://www.spektrumrc.com/Products/Default.aspx?ProdId=SPMAR6260>

Además, este cuenta con antenas más largas, para reducir problemas de señal en fuselajes de fibra de carbono; no obstante el *pod* del prototipo está construido en Kevlar por lo que no deberían haber problemas de alcance o interferencias.

El voltaje de alimentación de este receptor varía en el rango de 3.5-9.6 V, por lo que se puede conectar directamente la citada batería sin necesidad de regular previamente su tensión.

Finalmente cuenta con unas reducidas dimensiones de 47x23.5x12.8 mm y un masa de $m = 8.4 \text{ gr.}$

Por lo que a la emisora se refiere, se ha utilizado una *Spektrum DX8* que como su nombre indica tiene 8 canales. Esta emisora cumple con todos los requisitos necesarios para poder realizar las mezclas y ajustes del modelo.



Figura 100: Detalle de la emisora *Spektrum DX8* (izquierda) y del receptor *Spektrum AR6260* (derecha) utilizados⁷³

Como se ver en la anterior figura, la emisora cuenta con dos *sticks* principales. Según el modo de vuelo 4 (el que uso actualmente), los movimientos laterales del *stick* izquierdo se traducen en deflexiones asimétricas de los *flaperones* y el movimiento hacia abajo del mismo se traduce en la deflexión simétrica (hacia abajo) de los *flaperones* a modo de aerofrenos.

Por otro lado, los movimientos laterales del *stick* derecho se traducen en deflexiones del timón de dirección y el movimiento hacia arriba y abajo del mismo en deflexiones del timón de profundidad. Por otro lado, el trimado de los distintos canales se realiza mediante los interruptores que hay adosados a los citados sticks.

Además se han definido los ajustes (deflexiones de *flaperon*) de las distintas condiciones de vuelo en uno de los interruptores de tres posiciones de selección. Y los ajustes de lanzamiento en un botón aparte.

⁷³ Imagen del receptor obtenida de:
<https://www.spektrumrc.com/Products/Default.aspx?ProdId=SPMAR6260>

Interruptor magnético⁷⁴

Con tal de poder encender y apagar el modelo una vez cerrada la cabina, se ha adquirido el interruptor magnético *PicoSwitch-Magnetic RC On-Off Switch for batteries*. Este se acciona de forma externa mediante la excitación del campo magnético del imán incluido.

Por otro lado, admite un voltaje de entrada de 3.0V-8.6V por lo que no presenta incompatibilidades con la citada batería. Y finalmente cuenta con una masa $m = 2.8\text{ gr}$ y unas dimensiones de 15x8x4 mm.



Figura 101: Interruptor magnético usado⁷⁵

2.3.7 ENSAMBLAJE Y AJUSTE FINALES

Una vez finalizada la construcción se ha realizado el ensamblaje final para el ajuste de las deflexiones de las superficies de control y del centro de gravedad.



Figura 102: Vistas del ensamblaje final del prototipo⁷⁶

⁷⁴ Interruptor magnético adquirido en:
<https://www.hyperflight.co.uk/products.asp?code=PICO-SWITCH-BEC&name=picoswitch-magnetic-rc-on-off-switch-for-batteries-jst-bec-plugs>

⁷⁵ Imagen extraída del anterior enlace

⁷⁶ Imágenes disponibles también en mayor tamaño en el apartado de Anexos

Con tal de respetar la posición longitudinal del centro de gravedad dictada por el diseño, se ha introducido una pequeña bola metálica de $m = 8.4\text{ gr}$ en el morro del prototipo, conviene destacar que se ha envuelto con un recubrimiento plástico para evitar su movimiento dentro del fuselaje y el contacto directo del metal con las antenas del receptor.



Figura 103: Detalle del lastre introducido

Con esto se ha conseguido alcanzar una posición de $x_{CG} = 74 - 75\text{ mm}$ que coincide con el valor de diseño y un masa final de $m_{final} = 353\text{ gr}$. Las mediciones se han realizado con una balanza de centro de gravedad Multiplex⁷⁷, como se esquematiza en la siguiente figura:



Figura 104: Montaje realizado para la medición del cg

Finalmente el ajuste de las deflexiones se ha realizado mediante el siguiente criterio:⁷⁸

Superficie de control	Deflexión (°)
Flaperones	+/-15
Timón de dirección	+/-15
Timón de profundidad	+/-14

TABLA 22: Deflexiones de las superficies de control

Hay que destacar que la menor deflexión máxima de $\delta_{f\acute{m}ax} = +15^\circ$ que permite el conjunto reenvío-servo presente en los flaperones del prototipo, en comparación con la deflexión máxima de $\delta_{f\acute{m}ax} = +30^\circ$ presente en el modelo adquirido *Blaster 3.5*; reducirá su efectividad cuando se utilicen a modo de aerofrenos.

⁷⁷ Más detalles de la balanza en: <https://www.multiplex-rc.de/produkte/693054-schwerpunktwaage>

⁷⁸ Para ello se han tomado como referencia las del modelo adquirido *Blaster 3.5*

3. ENSAYOS EN VUELO

A continuación se detallan las técnicas de lanzamiento y de aterrizaje, las alturas de lanzamiento promedias y los tiempos de vuelo medios entre otros aspectos.

3.1 CAMPO DE VUELO

Destacar que todos los vuelos se han realizado en el aeroclub CAGIP (Club Aeromodelisme Girona Provincial) del que soy socio desde hace 10 años. Este está situado en el Pla de Martís, concretamente en el municipio de Esponellà.

3.2 MODELO COMERCIAL ADQUIRIDO

Es de interés destacar brevemente las características del modelo comercial adquirido (*Blaster 3.5*) con tal de contar más datos para la posterior comparativa entre este y el prototipo desarrollado.

Superficie alar (dm ²)	22.86
Diedro (°)	6.5
Familia de perfiles alares	AG455ct-02r, AG46ct-02r, AG47ct-02r
AUW (gr)	265
Alargamiento alas	9.77
Envergadura (mm)	1490
Longitud (mm)	1142

TABLA 23: Características del modelo comercial adquirido, *Blaster 3.5*



Figura 105: Vista superior (izquierda) e inferior (derecha) del *Blaster 3.5*

3.3 TÉCNICA DE LANZAMIENTO

La técnica de lanzamiento de estos modelos, es uno de los aspectos clave durante el vuelo. Y es que a mayores altitudes, las térmicas suelen tener mayor intensidad, por lo que se pueden reconocer más fácilmente y el ascenso a través de ellas es más rápido; además, uno cuenta con más margen para la búsqueda de las mismas. Es más, sin una fuente de ascensión ya sean térmicas o mediante el vuelo de ladera, el tiempo en el aire está condenado a decenas de segundo. Es más, las siglas que engloban a estos modelos DLG (Discus Launch Glider) ya denotan la suma importancia de la misma.

Esta técnica se hereda en cierta medida de la prueba atlética de lanzamiento de disco, pero en este caso aplicada a un objeto bastante más voluminoso. Consiste a grandes rasgos, en transferir cantidad de movimiento (velocidad lineal) al planeador a través de la rotación de nuestro cuerpo. Como se ha mencionado en los primeros apartados de diseño, en esta etapa del vuelo las altas velocidades alcanzadas de $v \approx 30 \text{ m/s}$ hacen que las alas operen a pequeños ángulos de ataque negativos del orden de $\alpha \approx -1.5^\circ$ debido a la elevada presión dinámica ($q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$).

La técnica consiste en primer lugar en la realización de una corta carrera, seguida de una rápida revolución anti horaria en el caso de los pilotos diestros, y horaria en el caso de los pilotos zurdos. Finalizando con el lanzamiento del modelo contra el viento. Si bien lo anterior es una breve explicación de dicha técnica, el dominio de la misma requiere de experiencia. En este aspecto la adquisición del modelo comercial ha sido clave.



Figura 106: Secuencia de lanzamiento, modelo usado: *Blaster 3.5*

Las alturas de lanzamiento alcanzadas por lo que al *Blaster 3.5* se refiere han ido evolucionando desde un valor medio $h_1 \approx 30 \text{ m}$ en los primeros lanzamientos que ha ido mejorando hasta alcanzar valores de $h_2 \approx 36 \text{ m}$ con la adquisición de más experiencia.

A modo de ejemplo, se muestra en la siguiente figura, la evolución de la altura de uno de los vuelos realizados con el *Blaster 3.5*.

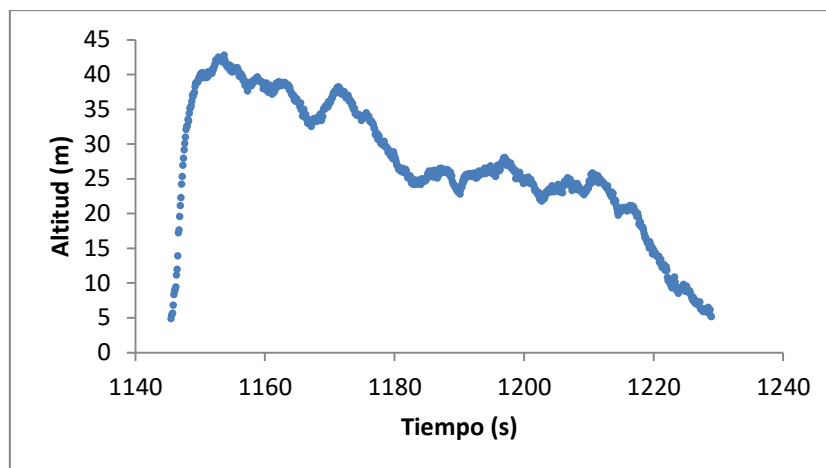


Figura 107: Ejemplo de la evolución de la altura de uno de los vuelos realizados con el *Blaster 3.5*

En este vuelo se alcanza una altura de lanzamiento $h \approx 35.3$ m y un tiempo de vuelo de $t = 84$ s. El offset de 5m del gráfico es debido entre otros motivos, a la sensibilidad del altímetro con las variaciones de temperatura que se producen entre el inicial calibrado (al encender el modelo) y el momento de tomar las mediciones.

3.4 TÉRMICAS

Una térmica se define como una masa de aire ascendente, que resulta de un proceso de convección en el que la atmósfera transfiere energía en forma de calor verticalmente. Existen dos modelos conceptuales que describen este fenómeno, por un lado el modelo de la burbuja y el modelo de la columna, si bien una mezcla de los dos (individuales burbujas de aire que ascienden con fuerza dentro de una columna de aire) es lo que ocurre en la mayor parte de escenarios reales.⁷⁹

El citado modelo basado en la existencia de una burbuja de aire ascendente, presenta un gran parecido con un anillo de vorticidad (*vortex ring*), y es que esta burbuja cuenta una sección central que asciende más rápido que la propia burbuja y una zona de recirculación, en el perímetro de esta misma sección, que se traduce en una corriente de aire descendente.

Un comportamiento parecido también se observa en el caso del modelo basado en la columna; ambos se esquematizan a continuación:

⁷⁹ Extraído de *Glider Flying Handbook*, p.168-169. Disponible en: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/glider_handbook/media/faa-h-8083-13a.pdf

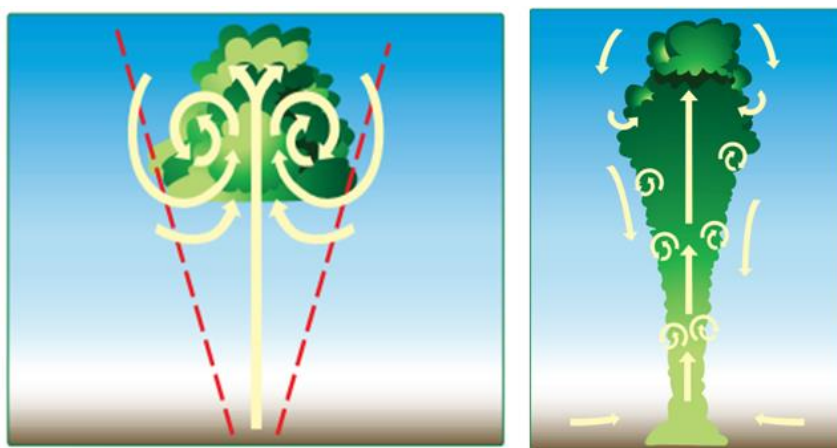


Figura 108: Esquema del modelo de térmica basado en una burbuja (izquierda) y en una columna (derecha)⁸⁰

Como podemos ver en la anterior figura, tanto las líneas rojas punteadas en el caso de la burbuja como el ensanchamiento de la columna, denotan la tendencia de las térmicas a expansionarse con la altura. De este modo, volando a menor altura es necesario realizar giros más cerrados, con tal de centrar el planeador en el núcleo ascendente de la térmica. Mientras que con la ganancia de altitud los giros pueden ser progresivamente más abiertos y el perfecto centrado de la térmica es menos crítico.

El encuentro de estas corrientes de aire ascendentes es en la mayoría de ocasiones es fortuito y es que generalmente no son visibles, a no ser que levanten una nube de polvo u otras partículas visibles. En este aspecto, es de utilidad la experiencia y el conocimiento de las áreas propensas a estas corrientes de aire ascendentes en los alrededores del campo de vuelo. Conviene destacar también la ayuda que nos ofrecen las aves, en particular las rapaces, que muy a menudo utilizan estos mecanismos para ascender durante la búsqueda de posibles presas.

Este encuentro y ascenso mediante térmicas ha requerido de ciertos de vuelos y es que en esta disciplina del aeromodelismo, el piloto se basa en la observación de la actitud del avión para detectar cualquier tipo de ascenso, a diferencia de los pilotos de planeadores reales en los que se cuenta con las sensaciones que transmite el propio avión y la información que ofrecen los instrumentos, en este caso, el variómetro.

A continuación, se muestra la información relativa al vuelo en el que se ha alcanzado la máxima altura y el vuelo en el que se ha alcanzado la máxima autonomía hasta la fecha. Ambos vuelos se realizaron con el modelo adquirido *Blaster 3.5*.

⁸⁰ Imagen extraída de: *Glider Flying Handbook*, p.168

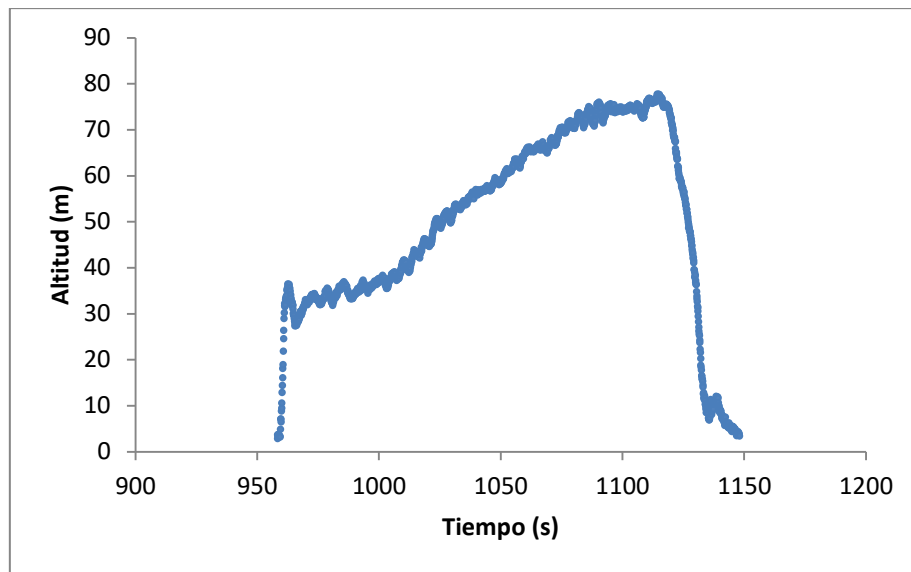


Figura 109: Gráfico correspondiente al vuelo de mayor altitud alcanzada con el *Blaster 3.5*

En este vuelo se alcanza una altura de lanzamiento de $h_1 \approx 34$ m. A partir del instante $t_1 = 978$ s empieza un primer ascenso más débil partiendo de una altura de $h_2 \approx 32$ m, que se intensifica en el instante $t_2 = 1015$ s coronando el vuelo en $t_3 = 1114$ s con una altura $h_3 \approx 75$ m. Siendo el tiempo total de vuelo de $t_T = 189$ s. El gráfico denota un fuerte descenso, posterior al alcance de la máxima altura, este es debido a que el modelo se encontraba lejos y hubo que sacrificar esta altura para volver a la zona de aterrizaje de forma segura. Si el modelo se hubiera encontrado más cerca, se podría haber sacado más provecho de estos 75 m y el consiguiente alargamiento de la duración del vuelo.

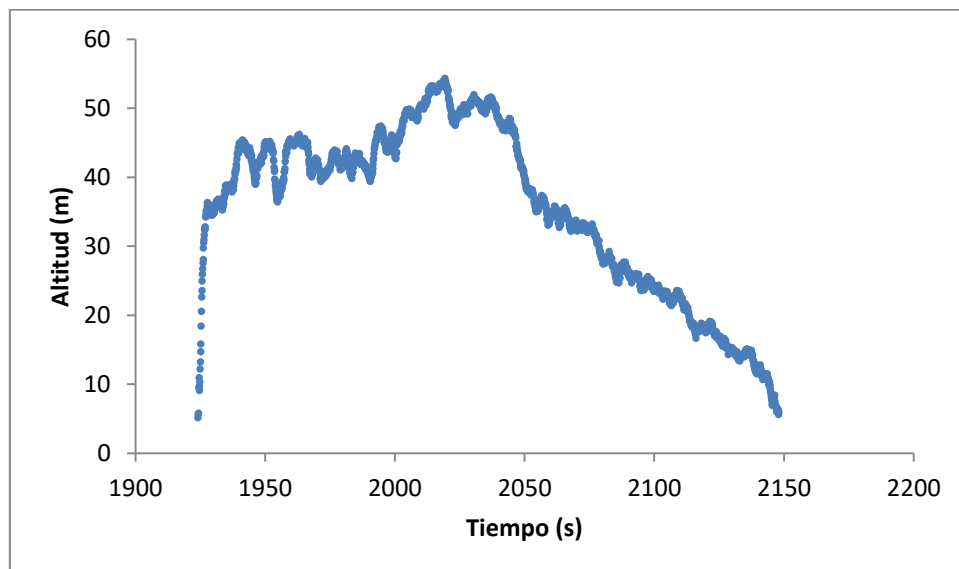


Figura 110: Gráfico correspondiente al vuelo de mayor autonomía alcanzada con el *Blaster 3.5*

En este otro vuelo se alcanza una altura de lanzamiento de $h_1 \approx 32$ m. A partir del instante $t_1 = 1931$ s empieza una serie de ascensos (no tan marcados como en el caso anterior) coronando el vuelo en $t_3 = 2019$ s con una altura $h_3 \approx 50$ m. Siendo el tiempo total de

vuelo de $t_T = 224$ s. En este caso, se puede apreciar como el descenso posterior al alcance de la altura máxima es mucho más progresivo, lo que permite alongar esta etapa final del vuelo.

3.5 PRIMEROS VUELOS DEL PROTOTIPO

El estreno del prototipo se realizó el día 3 de junio en el ya mencionado aeroclub. Las condiciones eran de viento en calma y una temperatura ambiente de $T = 22$ °C, las pruebas se realizaron a media tarde, sobre las 19 horas, por lo que no se esperaba que las térmicas fueran de gran intensidad.



Figura 111: Selección de fotografías de los primeros vuelos⁸¹

Los primeros lanzamientos fueron suaves para ver el comportamiento del avión y realizar los primeros trimados, juntamente con el ajuste del modo de lanzamiento. Este último se conforma de la deflexión del timón de profundidad (δ_e) para conseguir un momento de encabritado que permita la ascensión del planeador una vez lanzado, y de la deflexión negativa de los flaperones (δ_f) con tal de reducir la resistencia aerodinámica.

Posteriormente se fue aumentando progresivamente la intensidad de los lanzamientos. De este modo, fueron evolucionando desde un valor medio $h_1 \approx 20$ m que fue mejorando hasta alcanzar valores de $h_2 \approx 26$ m con la mayor familiarización con el modelo. Cifra que con la realización de más ensayos fácilmente puede superar una altura $h_3 > 30$ m.

A continuación se exponen los datos relativos a uno de estos primeros vuelos:

⁸¹ En el apartado de Anexos se muestra una selección más amplia de los primeros vuelos del prototipo.

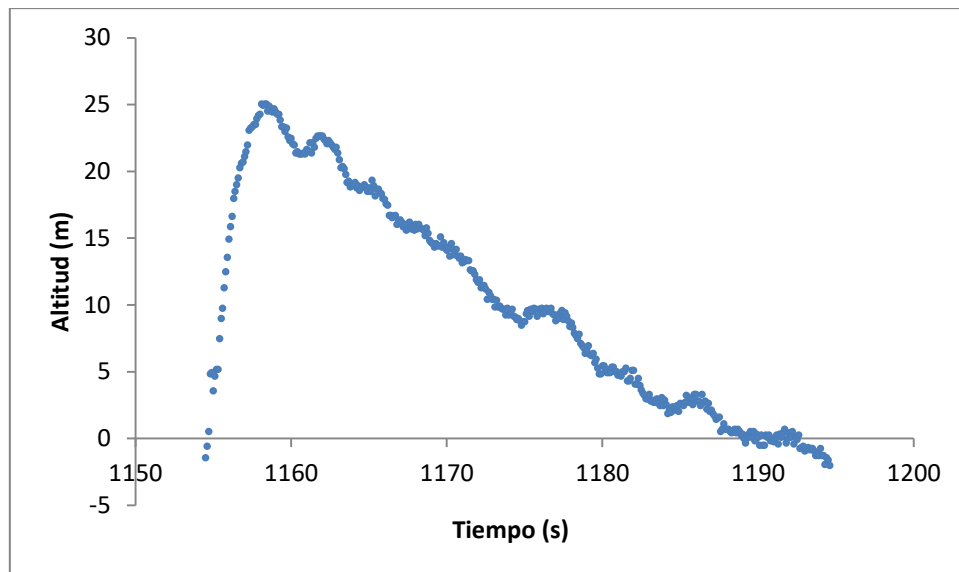


Figura 112: Gráfico correspondiente a uno de los primeros vuelos del prototipo

En este vuelo se alcanza una altura de lanzamiento de $h_1 \approx 26$ m. La débil intensidad de las térmicas y la prioridad del trimado del modelo son las consecuentes de la ausencia de ascensión a lo largo del vuelo. Siendo el tiempo total de vuelo de $t_T = 36$ s. Comparar esta autonomía con la del anterior modelo requiere de ciertos matices, y es que la menor altura de lanzamiento, la falta de familiarización y la ausencia de un trimado fino del prototipo, dificultan el vuelo más eficiente del mismo. En este sentido se espera poder realizar una mejor comparativa con la posterior realización de más ensayos.

Por otro lado, la respuesta de mando longitudinal, con pequeñas deflexiones del timón de profundidad y con la posición del CG de diseño, es buena. Del mismo modo que la respuesta lateral-direccional con pequeñas deflexiones de flaperones y dirección a la hora de realizar giros coordinados. No obstante, conviene destacar la menor efectividad de la deflexión de los flaperones en configuración de aterrizaje en comparación con la respuesta del modelo *Blaster 3.5*, en la que se produce una desaceleración más notoria. Esto último es probablemente debido a la menor deflexión máxima que permite el conjunto de servo-reenvío utilizado.

Después de analizar los primeros vuelos del prototipo, hay destacar que el ajuste de fino y la familiarización con el nuevo modelo requiere de tiempo. Además las condiciones climatológicas, en la zona del aeroclub, durante la etapa final del proyecto han estado dominadas con la presencia de viento moderado de $v \approx 15$ km/h lo que ha dificultado la realización de más pruebas, a lo que también se ha sumado la prioridad de ultimar los detalles de esta memoria. Es por esto que queda pendiente hasta la fecha de defensa del TFG, como se detallará posteriormente en el apartado de resultados, sacar el máximo provecho al prototipo desarrollado.

4 RESULTADOS

4.1 RESUMEN ECONÓMICO

A continuación se detalla el impacto económico que ha supuesto la realización de este trabajo final de grado.

Los costes de realización del trabajo se desglosan principalmente en tres grupos.

El primero consta principalmente de:

- Importes relacionados con el tiempo trabajado
- Adquisición de licencias para software de pago
- Consumo energético

El segundo de:

- Adquisición de un modelo comercial moderno

El tercero de:

- Compra de material para la construcción del prototipo
- Costes relacionados con la construcción del prototipo

Por lo que se refiere al primer grupo se tiene que:

Concepto	Cantidad	Coste unitario	Coste total
Honorarios ingeniero aeronáutico Junior	600 h	30 €/h	18000 €
Licencia de <i>Solidworks Standard</i>	1	3995 €/licencia + 1300 € (mantenimiento anual)	5295 €
Consumo energético ordenador	65 W por 400 h	0.12 €/ kWh	3.12 €
Consumo energético iluminación	40 W por 600 h	0.12 €/ kWh	1.92 €
TOTAL			23300 €

TABLA 24: Desglose económico del primer grupo

Para el segundo:

Concepto	Cantidad	Coste unitario	Coste total
Adquisición de un modelo comercial moderno de ocasión	1	400 €/u	400 €
TOTAL			400 €

TABLA 25: Desglose económico del segundo grupo

Para el tercero:

Concepto		Cantidad	Coste unitario	Coste total
Material	Listones de madera de balsa y láminas contrachapado	1 u	126.61 €/u	126.6 €
	Plancha de fibra de carbono 250x200x1 mm	1 u	27.90 €/u	27.90 €
	Plancha de fibra de carbono 250x200x2.5 mm	1 u	18.25 €/u	18.25 €
	Soporte estabilizador horizontal	1 u	15.23 €/u	15.23 €
	Muestra tejido fibra carbono <i>Carboline SC59/3</i>	1 u	12.3 €/u	12.3 €
Adhesivos	Z-Poxy Finishing Resin	1 u	12.89 €/u	12.89 €
	Araldite Rápido	1 u	9.95 €/u	9.95 €
	Cianocrilato ZAP Súper Fluido	1u	4.75 €/u	4.75 €
Electrónica	Interruptor magnético	1 u	23.35 €/u	23.35 €
	Servo KST X08 V5	4 u	37.90 €/u	151.6 €
	Batería LRP 2S 400 mAh	1 u	12 €/u	12 €
Fuselaje <i>Long Shot 4</i>		1 u	61.79 €/u	61.79 €
Accesorios varios		1 u	34.56 €/u	34.56 €
Oralight Transparent Red		1 u	21.09 €/u	21.09 €
Corte láser		1 h	50.82 €/h	50.82 €
TOTAL				583.08 €

TABLA 26: Desglose económico del tercer grupo

Sumando las contribuciones de los tres grupos se obtiene:

Grupo	Coste
1	23300 €
2	400 €
3	583€
TOTAL	24283 €

TABLA 27: Coste total

4.2 IMPLICACIONES AMBIENTALES

La guía de procedimientos para los TFG de la Escuela, establece que el resumen de los resultados contendrá, si fuera preciso, un análisis y valoración de las implicaciones ambientales del trabajo. Entendemos que la construcción de un aeromodelo con técnicas tradicionales, en los términos que se detallan a continuación, no tiene particulares implicaciones ambientales más allá del uso de una modesta cantidad de madera de balsa y contrachapado, de diversos adhesivos, recubrimientos plásticos y materiales compuestos, y así mismo de energía eléctrica tanto para iluminación como para las herramientas utilizadas.

4.3 CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

Tratándose de un aeromodelo, creemos que la experiencia de vuelo satisfactoria recientemente realizada, es la forma más tangible de validar el largo trabajo de diseño y fabricación de estos últimos meses.

No creemos necesario, reproducir en este apartado las decisiones tomadas en materia de diseño ni los hitos fundamentales del proceso constructivo, que creemos que se justifican y detallan suficientemente en el cuerpo de esta memoria.

La necesaria ampliación, en el futuro inmediato, de las pruebas de vuelo del prototipo fabricado, y su comparación con los datos del modelo comercial adquirido (*Blaster 3.5*), acabaran de poner de manifiesto los límites de un modelo de construcción clásica, en relación con los modelos enteramente fabricados a partir de materiales compuestos y técnicas de modelado 3D que se emplean en competición.

Hasta el momento, pueden apreciarse: un peso total algo superior del prototipo ($AUW_{\text{prototipo}} = 353 \text{ gr}$) frente al del modelo comercial ($AUW_{\text{Blaster 3.5}} = 265 \text{ gr}$), unas mayores cotas de ascenso en el lanzamiento de este último (en torno a 10 metros)⁸² y unos valores parecidos de la duración del vuelo de planeo no sustentado en térmicas y de la maniobrabilidad de uno y otro.

Esperamos completar, en buena medida, estas primeras apreciaciones con los vuelos que pretendemos realizar en las semanas previas a la defensa del TFG.

No es irrelevante por último, que la competitividad de la categoría F3K haya cerrado aparentemente el paso a modelos de construcción clásica. Quizá debiera plantearse una sub-categoría para este último tipo de modelos.

⁸² Valor provisional sujeto a mejoras de la técnica de lanzamiento por nuestra parte y del ajuste fino del prototipo

4 ANEXOS

4.4 FOTOGRAFÍAS DEL PROTOTIPO

A continuación se presentan una selección de fotografías de los primeros vuelos del prototipo:

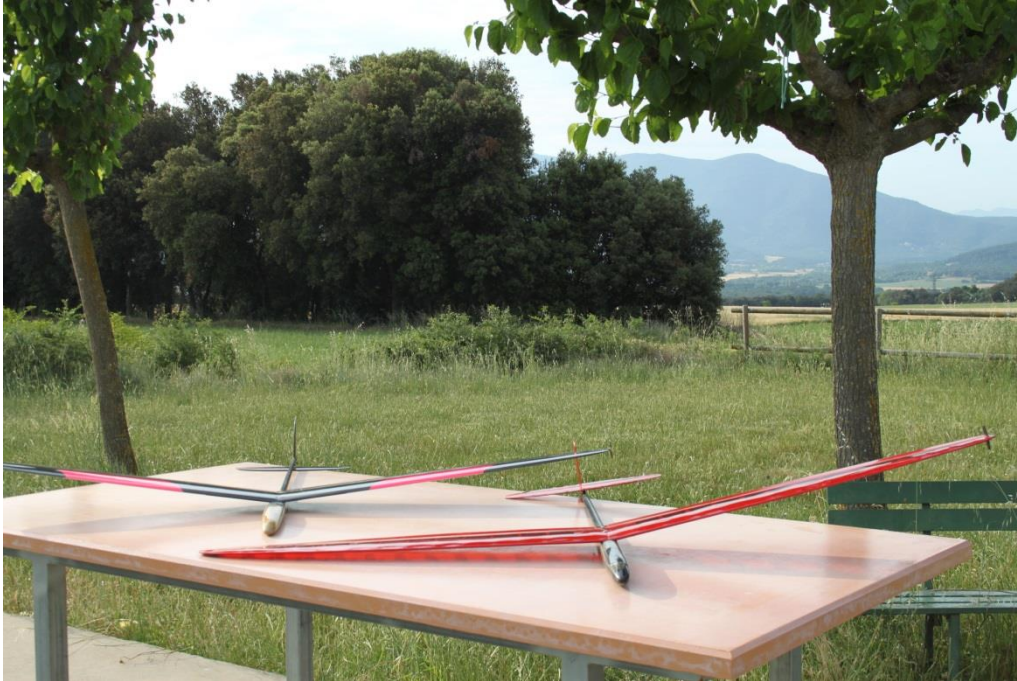


Figura 113: Vista frontal del *Blaster 3.5* (izquierda) y del prototipo desarrollado (derecha)



Figura 114: Detalle del lanzamiento del prototipo



Figura 115: Vista trasera del prototipo en el aire



Figura 116: Detalle de la aproximación del aterrizaje del prototipo

5 BIBLIOGRAFÍA

1. Team USA F3K. [En línea] 2012. [Citado el: 15 de Febrero de 2019.] http://www.teamusaf3k.com/?page_id=149.
2. **Medina, Jorge**. <http://f3kspain.weebly.com/>. [En línea] [Citado el: 25 de Enero de 2019.]
3. **Simons, Martin**. *Model Aircraft Aerodynamics*. Poole : Special Interest Model Books, 2015. ISBN: 978 185486 270 9.
4. **Drela, Mark**. Charles River RC. [En línea] Octubre de 2003. [Citado el: 12 de Febrero de 2019.] <http://www.charlesriverrc.org/articles/supergee/SuperGeeI.htm>.
5. —. Charles River RC. [En línea] Octubre de 2003. [Citado el: 15 de Febrero de 2019.] <http://www.charlesriverrc.org/articles/supergee/SuperGeeII.htm>.
6. —. Orlando Buzzards. [En línea] [Citado el: 2 de Marzo de 2019.] http://www.orlandobuzzards.org/?page_id=471.
7. *Let's talk yaw stability*. **Pujol, Marc**. 11, Olalla WA : RC Soaring Digest Magazine, 2011, Vol. 28.
8. **Taylor, Gerald**. RC Groups. [En línea] 3 de Diciembre de 2010. [Citado el: 16 de Febrero de 2019.] <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1348570-Zone-V2-for-2011>.
9. —. RC Groups. [En línea] 19 de Enero de 2012. [Citado el: 19 de Febrero de 2019.] <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1577149-Some-speculative-work-for-a-different-direction-for-DLG-wings-for-2012-%28Synergy%29>.
10. **Gómez Tierno, Miguel Ángel, Pérez Cortés, Manuel y Puentes Marquez, César**. *Mecánica del vuelo*. Madrid : Garceta, 2012.
11. *Glider Flying Handbook*. Oklahoma City : U.S. Department of Transportation, 2013.
12. RC Groups. [En línea] Febrero de 2015. [Citado el: 8 de Marzo de 2019.] <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2337864-Evolution-W-the-REvolution-of-the-Woody-DLG>.
13. RC Groups. [En línea] Mayo de 2015. [Citado el: 8 de Marzo de 2019.] <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2419320-EVOLUTION-W-The-build>.
14. **Taylor, Gerald**. RC Groups. [En línea] Abril de 2014. [Citado el: 4 de Marzo de 2019.] <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2152557-Synergy-II-wing-development>.
15. **Drela, Mark**. RC Soaring Digest. [En línea] Agosto de 2004. [Citado el: 10 de Abril de 2019.] <https://www.rcsoaringdigest.com/pdfs/RCSd-2004/RCSd-2004-08.pdf>.